TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK IV. WARSZAWA — GRUDZIEŃ 1936 r. Nr. 12

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

T R E Ś Ć:

O ANALIZIE WYKRESU WYTRZYMAŁOŚCIOWEGO

Inż. KAZIMIERZ WOLSKI

OD REDAKCJI

Zgodnie z naszą zapowiedzią, zawartą w poprzednim numerze, zamieszczamy poniżej artykuł inż. Wolskiego, w którym autor raz jeszcze uzasadnia swoje poglądy na wyniki badań prof. Weltera. Przez wydrukowanie poniższego artykułu stwarzamy pewną całość, która pozwoli naszym czytelnikom na krytyczne zestawienie argumentów i porównanie metod, użytych przez prof. Weltera i inż. Wolskiego do uzasadnienia i obrony wyznawanych przez nich poglądów.

W „odpowiedzi na pracę o analizie wykresu wytrzymałościowego" [1]) autor nowego poglądu prof. Welter wszystkie moje teoretyczne wywody zbija jednym argumentem, którym jest: czas przejścia zakresu płynności, obserwowany w doświadczeniu autora z obciążeniem „bezpośrednim". Czas ten u autora wynosi 60 ÷ 70 sekund, u mnie zaś 0,064 sekundy. Rażąca niezgodność. Autor uważa, że doświadczenie niezbicie stwierdza fakt i wobec tego wszelkie teorie niezgodne z faktem upadają.

Otóż tak byłoby wówczas, gdyby w teorii miały miejsce: albo nierzeczowe założenia, albo błędne wywody. Jednak tak nie jest w danym wypadku.

Moja poprzednia praca [2]) przedstawia podejście czysto mechaniczne do zagadnienia fizycznego, co się zwykle praktykuje przy doświadczeniach, ażeby otrzymane wyniki dały pierwsze pojęcie o przebiegu zjawiska, jak również kontrolę doświadczenia. Doświadczenia z teorią powinny się zgadzać co najmniej w 70%. O ile się znacznie różnią, to należy poddać rewizji warunki doświadczenia i poszukać czynników przypadkowych i nieprzewidzianych, powodujących różnicę.

Przez sprawdzenie wykresów autora i porównanie ich z wykresami teoretycznymi, czynnik przypadkowy został ujawniony, i tym samym niniejsza replika stanowi uzupełnienie pierwszej mojej pracy. [2])

Mamy więc nieulegające zaprzeczeniu 3 tezy:

1. Maszyna Amslera „5 ZD 181" daje w normalnych warunkach obciążenia (w/g nazwy autora „obciążenia sztywnego") wykres bardzo zbliżony do istotnego przebiegu rozciągania (dowód w części A mojej pracy w n-rze 10 T. N. L.).

2. Jeżeli istotny przebieg rozciągania odbywa się według wykresu I (patrz rysunek), to na maszynie „5 ZD 181" przy obciążeniu ciężarem („bezpośrednio" w/g nazwy autora) otrzymamy wykres II, gdzie czas przejścia zakresu *ad* jest rzędu 0,064 sekundy (dowód w części B mojej pracy w n-rze 10 T. N. L.).

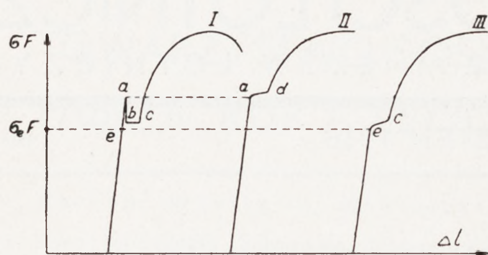
3. Jeżeli istotny przebieg rozciągania odbywa się podług wykresu I, to na maszynie „5 ZD 181" przy obciążeniu ciężarem (jak w p. 2) możemy również otrzymać wykres III, gdzie czas przebiegu zakresu *ec* jest rzędu 70 sekund (co wynika ze słuszności 1-ej tezy oraz z doświadczeń autora).

Powyższe 3 tezy nie mogą kolidować ze sobą.

Wynika stąd, że prócz czynników branych pod uwagę przy wykresie II, przy otrzymaniu

[1]) Prof. Dr. G. Welter, Techn. Now. Lotn. 1936, Nr. 11, str. 233—236.

[2]) Analiza wykresu wytrzymałościowego, Techn. Now. Lotn. 1936, Nr. 10, str. 209—213.



wykresu III wchodził nowy czynnik, dający właśnie powolny przebieg na odcinku krzywej III *ec*. Czynnikiem tym jest drganie ciężaru obciążającego próbkę.

W samej rzeczy: po dojściu obciążenia do punktu *e* (wykres I),, t. j.: kiedy ciężar podwieszony na dolnym uchwycie maszyny $P_e = \sigma_e F$ to w wypadku drgań własnych układu obciążenie próbki wyniesie: $P_e + \frac{P_e}{g} \cdot \omega^2 \cdot r$ (gdzie $\frac{\omega}{2\pi} = \frac{1}{T}$ — częstotliwość drgań, r — amplituda).

Dynamometr, nie reagując na drgania, wskazuje siłę P_e. W tym wypadku górna granica płynności *a* zostaje przeskoczona przez zmienne obciążenie i otrzymamy krzywą rozciągania typu III, t. j. wykres będzie posiadał tylko dolną granicę płynności (gdy wykres II posiada tylko górną granicę płynności).

Ponieważ wykres I jest istotnym wykresem (dowód w części A mojej pracy w n-rze 10 T. N. L.), więc wykresy II i III są obydwa nieistotne.

Nadmienić należy, że na wykresie I pomiędzy *e* i *a* mamy zakres równowagi chwiejnej i zerwanie jej może nastąpić w dowolnym punkcie tego zakresu, o ile w tym zakresie powstaną drgania; wówczas wykres w wypadku I (przy normalnym sposobie obciążenia) nie osiągnie pełnej górnej granicy płynności. W praktyce możemy się spotkać z faktem, że górna granica płynności dla tego samego materiału na wykresie wypada różną, gdy dolna — zachowuje większą stałość. Stąd widać, że praktyczne znaczenie powinna mieć tylko dolna granica płynności.

Z powyższego wynika, że zależnie od tego, czy układ próbka + maszyna posiada większą lub mniejszą skłonność do drgań oraz od tego, czy w otoczeniu maszyny istnieją źródła wzbudzeń, normalna maszyna (ze śrubą pociągową w dolnym uchwyie) może dać tylko wykres I lub III, a maszyna z obciążeniem ciężarem („bezpośrednio") może dać tylko wykres II lub III (nie może dać wykresu I). Co zaś do maszyny z włączoną sprężyną w uchwycie („obciążenie sprężyste"), to ponieważ sprężyna amortyzuje drgania, możliwy jest wykres II oraz wyjątkowo (przy niedostatecznej amortyzacji) — wykres III, a niemożliwy wykres I (jak to omówiono w n-rze 10 T. N. L.).

Jeżeli teraz sprawdzimy wszystkie krzywe z doświadczeń autora (w ogłoszonych jego pracach), to zobaczymy, że potwierdzają one w całości słuszność wyżej powiedzianego, a mianowicie:

1. Wszystkie wykresy otrzymane przez autora na maszynie „5 ZD 181" z obciążeniem przez ciężar odpowiadają wypadkowi III.

Zestawiając te wykresy:

Wiadomości Inst. Met. 1935 Nr. 1	— rys. 2	— Nr. 1 i 2
„ „ „ 1936 Nr. 2	— rys. 9	— Nr. 1 i 2
„ „ „ „ „	— rys. 1	— Nr. 1 i 5
„ „ „ „ „	— rys. 2	— Nr. 1 i 3

widać, że *wszystkie* granice płynności otrzymane przy obciążeniu ciężarem odpowiadają dolnej granicy płynności zestawionego obok wykresu normalnego (Nr. 1).

2. Wszystkie wykresy otrzymane przez autora na maszynie „5 ZD 181" z obciążeniem „sprężystym" odpowiadają wypadkowi II. Widać to z zestawienia wykresów:

Wiadom. Inst. Met. 1936 Nr. 2	— rys. 1	— Nr. 1 oraz 2, 3 i 4
„ „ „ „ „	— rys. 2	— Nr. 1 oraz 2

gdzie wszystkie granice płynności odpowiadają górnej granicy płynności wykresu normalnego Nr. 1.

Nadmienić należy, że o prawidłowym zestawieniu (t. j. o porównywalności w zestawieniu) odpowiednich krzywych świadczą maksymalne obciążenia, które leżą na wspólnej rzędnej z dokładnością odchyłek wytrzymałości tego samego materiału.

Co się tyczy małej maszyny „0,3 Z 44", to z charakteru wykresów i na podstawie wyżej stwierdzonych faktów należy wnioskować, że maszyna ta i przy zwykłym normalnym obciążeniu ulega drganiom i daje dolną granicę płynności, przeskakując górną tak samo, jak maszyna „5 ZD 181" przy obciążeniu ciężarem. Widać to z zestawienia wykresów:

Wiadomości Inst. Met. 1935 Nr. 1	— rys. 8	— Nr. 1 i 3
„ „ „ „ „	— rys. 9	— Nr. 1 i 3

Wiadome jest, że prosty układ mechaniczny jest więcej zdolny do drgań, niż układ złożony. To też maszyna „0,3 Z 44", stanowiąca układ: dźwignia + próbka jest zbliżona do układu prostego: ciężar + próbka w maszynie „5 ZD 181". Układ zaś złożony z wielokrotnej przekładni nie ulega, lub wogóle trudniej ulega drganiom, czego najlepszym dowodem jest właśnie otrzymanie górnej granicy płynności na wykresie. Wynika stąd, że przekładnia w maszynach wytrzymałościowych ma całkiem inny wpływ na charakter wykresu, niż ten, jaki podaje autor na podstawie swojej interpretacji otrzymanych wyników doświadczalnych.

Co się tyczy części wykresu bezpośrednio przed pęknięciem próbki, to jest zupełnie niezrozumiałe twierdzenie autora, że nie może tu

być spadku obciążenia. Przecież poziome zakończenie krzywej przy stosowaniu metod obciążania wskazanych przez autora („bezpośredniego" i „sprężystego") świadczy o przyśpieszonym wydłużeniu i niereagowaniu dynamometru w zbyt krótkim czasie. Przytoczę słowa autora (Wiad. I. M. 1936 Nr. 1):

„Na skutek włączenia elastycznego ogniwa usunięta zostaje sztywność układu; nagłe wydłużenie próbki zostaje wówczas skompensowane przez sprężynę, niedopuszczającą do reakcji siłomierza w sensie spadku obciążenia. Maszyna dla obciążeń do 5 ton wykazuje wskutek tego zupełnie inny stosunek przekładni".

Pierwsze zdanie (do kropki) jest słusznym potwierdzeniem, że siłomierz nie reaguje przy nagłych wydłużeniach próbki tak w zakresie płynności, jak i przed zerwaniem. Jak więc pogodzić z tym pogląd autora? Co zaś do ostatniego zdania, to jest ono niezrozumiałe, gdyż przekładnia w maszynie od sprężyny nie ulegnie zmianie.

Jasne jest, że (przy obciążeniu „bezpośrednim") jeżeli, po osiągnięciu maximum wykresu, siła w próbce (przed jej zerwaniem) spada, a ciężar pozostaje nadal stałym, to masa ciężaru otrzyma przyśpieszenie:

$$\ddot{z} = (P - \sigma F) : \frac{P}{g}$$

(patrz rys. 1 w n-rze 10 T. N. L. str. 210).

Że to przyśpieszenie przed zerwaniem próbki ma miejsce, tego nie można zaprzeczyć, gdyż szybkość rozciągania zwiększa się, a więc:

skoro $\ddot{z} > 0$, to $\sigma F < P$

Czyli spadek siły w próbce przed zerwaniem musi mieć miejsce, tylko że dynamometr tego nie wskazuje z powodu zbyt krótkiego czasu trwania tego zakresu.

W identyczny sposób można tłumaczyć doświadczenie autora z duralem świeżo hartowanym, który w górnej części wykresu daje cały szereg spadków obciążeń.

Błędne i nieuzasadnione jest tłumaczenie, że przyczyną powstawania górnej i dolnej granicy płynności oraz spadku obciążenia przed zerwaniem jest duża przekładnia maszyny.

Zupełnie niezrozumiały jest cel, do którego dąży autor przy eksperymencie z sztucznym otrzymaniem górnej i dolnej granicy. Przecież normalna maszyna najwierniej odtwarza na wykresie (Wiad. Inst. Met. 1936 Nr. 1 — rys. 10 krzywa Nr. 1) z góry nastawioną sztucznie górną i dolną granicę płynności.

Poza tym zasługuje na uwagę pewna zasadnicza dwoistość w rozumowaniu autora. Mianowicie autor na podstawie swych badań kategorycznie stwierdził (w opublikowanych pracach) niemożliwość istnienia górnej i dolnej granicy płynności, a jednocześnie w ostatnim artykule (T. N. L. Nr. 11 str. 236) na zakończenie zaznacza, że jest to sprawa, wymagająca jeszcze dalszych długich badań.

Na zakończenie wyjaśnić muszę, że głównym celem mojej pracy było sprawdzenie dokładności wskazań maszyny Amslera „5ZD181" w normalnym stanie, jak również zmodyfikowanej przez autora przez wprowadzenie obciążenia „bezpośredniego" i „sprężystego" i jestem przekonany, że cel swój osiągnąłem, opierając się tylko na mechanice.

Wnioski

1. Replika prof. Weltera w n-rze 11 T. N. L. nie tylko nie osłabiła wywodów mojej „analizy wykresu wytrzymałościowego", ogłoszonej w n-rze 10 T. N. L., lecz przyczyniła się do uzupełnienia jej przez wykrycie i uwzględnienie przypadkowego czynnika w postaci drgań.

2. Z rozważań teoretycznych wynikły 3 możliwe typy wykresów wytrzymałościowych, z których wykres I jest wykresem istotnym, wykresy zaś II i III są wykresami nieistotnymi; wynikają one z niewłaściwych warunków pracy maszyny.

3. Stwierdzone zostało, że: a) maszyna Amslera „5 ZD 181" w normalnym stanie daje wykresy bardzo zbliżone do istotnego przebiegu rozciągania, b) maszyna ta po wprowadzeniu modyfikacji autora w wypadku spadków w obciążeniu w próbce (górna granica płynności, spadek obciążenia przed zerwaniem) daje wykres nieistotny.

ISKRZENIE ŚWIECY ZAPŁONOWEJ

Inż. KONRAD JAGOSZEWSKI

Wstęp

W poprzedniej naszej pracy[1]) określiliśmy jako dane charakteryzujące świecę zapłonową następujące jej właściwości:

1. Iskrzenie.
2. Szczelność.
3. Przystosowanie cieplne.
4. Trwałość.

Równocześnie omówione zostały bliżej powyższe właściwości, ich wpływ na pracę silnika i świecy, oraz niektóre metody pomiarów.

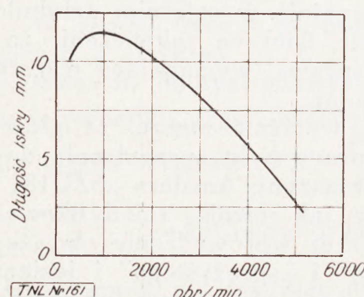
Jeśli obecnie wyodrębniliśmy z całego zagadnienia iskrzenie, to powodujemy się z jed-

[1]) Fizykalne podstawy pracy świecy zapłonowej i wypływające z nich wnioski praktyczne. Inż. Konrad Jagoszewski. Techniczne Nowości Lotnicze 1936 r. Nr. 1 str. 9—14 i Nr. 2 str. 23—28.

nej strony chęcią głębszego naświetlenia zagadnienia od naogół bardzo niedocenianej strony energetycznej, z drugiej zaś koniecznością wypracowania metod pomiarowych, prowadzących do jednoznacznych, powtarzalnych i porównywalnych wyników.

Szybki rozwój w ostatnich latach silników stawia coraz to poważniejsze zadania przed świecą zapłonową, pogarszając zwłaszcza w wysokim stopniu warunki iskrzenia świecy. Czynnikami działającymi w tym kierunku są:

1. Spadek napięcia związany z podwyższeniem obrotów silników (rys. 1), a spowodowany zbyt krótkim czasem zwarcia styków przerywacza przy cewkach zapłonowych i histerezą magnetyczną w iskrownikach. Poważny wpływ wywiera również ekranowanie układu zapłonowego.



Rys. 1. Zależność między długością iskry a ilością obrotów silnika

2. Podwyższona oporność iskrzenia z powodu wyższego stopnia sprężania oraz dążności do dawania coraz to większych odstępów międzyelektrodowych.

3. Spadek izolacyjności świecy z powodu wyższych temperatur świec, osadzania się na wewnętrznej części izolatora przewodzących osadów z paliw (np. tlenki ołowiu przy paliwach etylizowanych), jak również przez zwiększenie przewodności na zewnętrznej części izolatora przy lotach wysokościowych.

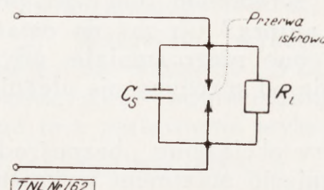
4. Spadek izolacyjności zwłaszcza przy niższych obrotach silników, na skutek tworzenia się osadów węglowych na wewnętrznej części izolatora, wywołanych koniecznością stosowania dla dzisiejszych silników, o dużej rozpiętości temperatur, świec zimnych.

Energetyka iskrzenia

Większa lub mniejsza łatwość powstawania iskry elektrycznej między elektrodami świecy jest miarą jakości jej iskrzenia. Łatwość ta zależna jest od wielu czynników odnoszących się zarówno do samej świecy, jak i do warunków jej pracy: więc ciśnienia, temperatury, rodzaju paliwa i t. d., jak wreszcie od przyłożonego napięcia i natężenia prądu elektrycznego. Przez podanie zatem wszystkich wymienionych parametrów możnaby definiować iskrzenie świecy jako ich funkcję. W praktyce jednak postępujemy inaczej: pewne wielkości ustalamy, inne zaś zmieniamy, kierując się przy ich wyborze głównie łatwością wykonywania pomiaru i możnością ich regulowania.

W danym wypadku chętnie widzieć będziemy jako ustalone „warunki otoczenia", t. j. rodzaj silnika i sposób jego pracy, zaś jako zmienne i mierzalne przyjmiemy wielkość i jakość dostarczonej energii elektrycznej niezbędnej dla otrzymania prawidłowego zapłonu.

Jak wiadomo energia dostarczona jest na świecę w postaci oddzielnych impulsów, niosących pewien jej zasób, pod napięciem przebiegającym w/g pewnej krzywej oraz przy ograniczonej mocy źródła. Każdy z tych impulsów energii idzie na wykonanie odpowiednich prac w obwodzie świecy. W celu ich rozpatrzenia posłużymy się schematem elektrycznym świecy, rys. 2. Świecę bowiem rozpatrywać możemy



Rys. 2 Schemat elektryczny świecy zapłonowej.

jako przerwę iskrową w obwodzie, zabocznikowaną oporem R_i, odpowiadającym oporności izolacji, oraz pojemnością świecy C_s Pod wpływem przyłożonego na świecę napięcia przez opór R_i popłynie prąd, kondensator C pocznie się ładować, zaś w przerwie iskrowej (między elektrodami) rozpocznie się jonizacja. Gdy jonizacja dojdzie do odpowiedniego natężenia, nastąpi wyładowanie iskrowe podtrzymywane poprzednio pobraną przez kondensator C_s energią.

Normalnie rozporządzamy pewnym nadmiarem energii dostarczanej świecy, jeśli więc z kolei poczniemy ją obniżać, dojdziemy do momentu, gdy dalsze obniżanie stanie się niemożliwe z powodu zaburzeń w zapłonie silnika. Najmniejsza ta ilość energii dostarczonej jest miarą iskrzenia świecy. Bilans jej przedstawić możemy w sposób następujący:

$$W = W_R + W_j + W_i \quad . \; . \; . \; . \quad (1)$$

gdzie

W — całkowita minimalna energia dostarczona.

W_i — energia iskry.

W_j — energia użyta na jonizację przerwy istrowej.

W_R — energia stracona na oporze R.

Z powyższych trzech części energii całkowitej jedynie użyteczną jest energia iskry W_i, pozostałe zaś są stracone. Wielkość W_i jest cechą charakterystyczną stosowanej mieszanki paliwowej, natomiast na dwie wielkości pozostałe wpływ mają zarówno zachowanie materiałów użytych do budowy świecy, jak i środowisko, w jakim ona pracuje.

Z drugiej strony bynajmniej nie jest obojętnem, czy energia dostarczona została przy niskim czy wysokim napięciu, i czy napięcie to zostało przyłożone odrazu, czy też podnoszone było zwolna do swej wartości maksymalnej.

Stąd też dla jednoznacznego określenia sprawności iskrzenia świecy należy podać:

1. Minimalną wielkość energii W, niezbędnej dla wywołania w danym silniku zapłonu.
2. Odpowiadające jej napięcie V.
3. Rodzaj prądu.

Jeśli ponadto ustalimy rodzaj prądu, a więc przyjmiemy, iż będzie to prąd stały, zmienny sinusoidalnie lub pulsujący, parametry W i V całkowicie wystarczą dla określenia iskrzenia. Oczywiście wobec powiązania funkcjonalnego obu tych parametrów wynik otrzymamy jako krzywą w układzie współrzędnych W, V.

Jak wynika z powyższego, przy takim zdefiniowaniu iskrzenia uzyskujemy określenie iskrzenia przy pomocy wielkości łatwo mierzalnych i ponadto stanowiących istotne elementy pracy świecy. Praca ta bowiem, jak wiadomo, polega na zamianie dostarczonej energii elektrycznej na energię świetlną i cieplną iskry.

Równocześnie otwarta zostaje droga do określenia sprawności całego układu zapłonowego, jak również powiązania cech iskrownika i świecy, pozwalające na właściwy dobór świecy do iskrownika i naodwrót.

Powracając jeszcze do wzroru (1), zauważymy, iż na wielkość energii W_i decydujący wpływ ma rodzaj użytego materiału elektrodowego, mianowicie jego „emisyjność", czyli zdolność wysyłania wolnych elektronów. zaś na wielkość W_R ilość i rodzaj tworzących się osadów na wewnętrznej części izolatora. Sprawy te omówione zostały bliżej w poprzednim artykule, do którego czytelnika odsyłamy.

Metody pomiarów iskrzenia

Mając ustalone powyższe dane charakteryzujące iskrzenie świecy, możemy przystąpić do skontrolowania metod i aparatur pomiarowych obecnie stosowanych.

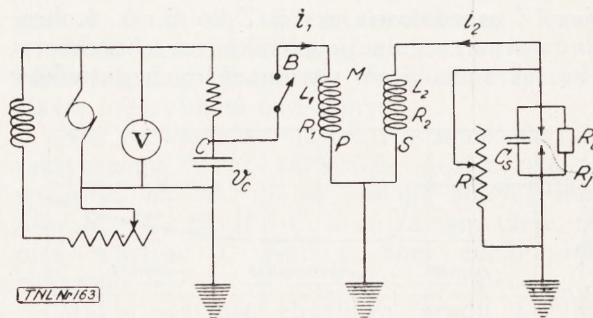
Najciekawszymi pracami ogłoszonymi z tej dziedziny są niewątpliwie dwa artykuły Earl A. Keelera, z których w jednym[1]) autor zajmuje się określeniem odporności świec na zaoliwienie, w drugim zaś[2]) ustala jako kryterium sprawności pracy świecy wielkość oporności załączonej równolegle do świecy.

Obie te prace podchodzą do rozwiązania zagadnienia od strony elektrycznej, zaś wyniki ogłoszone w artykule drugim są tak interesujące, iż z korzyścią będzie, jeśli je pokrótce streścimy.

Kryterium dobroci iskrzenia jest, jak wspomniano wyżej, wielkość oporności równolegle załączonej do świecy. Im mniejsza jest ta oporność, której silnik prawidłowo jeszcze pracuje, tym lepsze jest iskrzenie świecy.

Jako aparatura pomiarowa użyty został silnik CFR, przy czym ustalone zostały warunki jego pracy, a mianowicie:

1. Stopień sprężania, smarowanie, odstęp elektrod świec przyjęto takie, jak w normalnych warunkach pracy danej świecy.
2. Zapewniono dokładną kontrolę składu mieszanki, obrotów, przyśpieszania zapłonu, temperatury gazów i t. p.



Rys. 3. Schemat układu elektrycznego, stosowanego przy pomiarach iskrzenia świec.

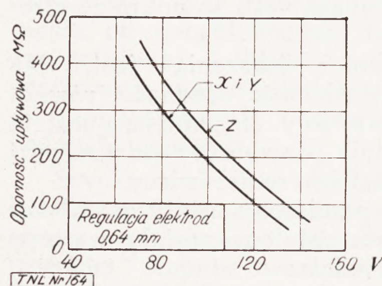
Jako źródło wysokiego napięcia przyjęto układ przedstawiony na rys. 3, ilustrujący równocześnie jego pracę. Układ ten ma tę zaletę, iż pozwala na kontrolowanie i regulację wielkości dostarczanej świecy energii, z drugiej zaś strony posiada rzekomo niewielkie błędy spowodowane zmiennym oporem styków, przerw iskrowych i t. p.

Wielkość energii regulujemy zmianą napięcia źródła ładującego kondensator C, przy pomocy cewki indukcyjnej przenosimy ją na wyższy potencjał, zaś zmianą oporu R odpowiednio rozdzielamy dostarczoną na świecę energię. Im mniejszy jest ten opór tym większa część energii zostanie przez niego pochłonięta i tym mniej pozostanie dla wywołania iskry na świecy. Stąd też w konsekwencji przyjęcie przez autora oporności R jako wskaźnika dobroci iskrzenia.

Rys. 4 pokazuje charakterystyki w ten sposób uzyskane dla trzech typów świec powszechnie używanych X, Y, Z, i próbowanych w identycznych warunkach, przy paliwie normalnym oraz przy tym samym rozstawieniu elektrod. Jak widać, sprawność iskrzenia świec typu X, Y, jest wyższa od świecy Z. W celu zorientowania się, gdzie leży przyczyna, zamieniono w dwuch świecach typu Z elektrody na elektrody typu X, Y. Powtórzone z nimi próby dały wynik identyczny jak dla typu X, Y. co wskazuje na to, iż podstawowy wpływ na charakterystykę iskrzenia ma materiał elektrodowy. Próby te z kolei powtórzono na paliwie etylizowanym. Świece

[1]) Procedure for Rating Spark Plugs for Resistance to Fouling Sought in Test. Earl A. Keeler. Automotive Industries, May 4, 1935, str. 604—607 (tłom. w Techn. Now. Lotniczych 1935 r. Nr. 6 str. 10—14).

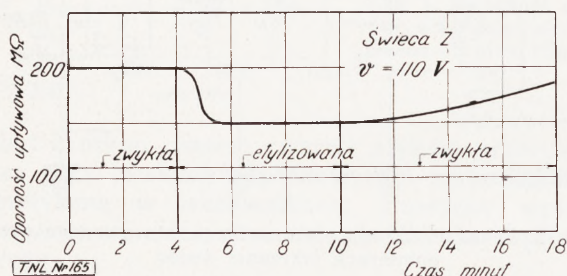
[2]) Simulated Leakage Gages Ability of Spark Plugs, Earl A. Keeler, Automotive Industries, August 8. 1936. Str. 182—184.



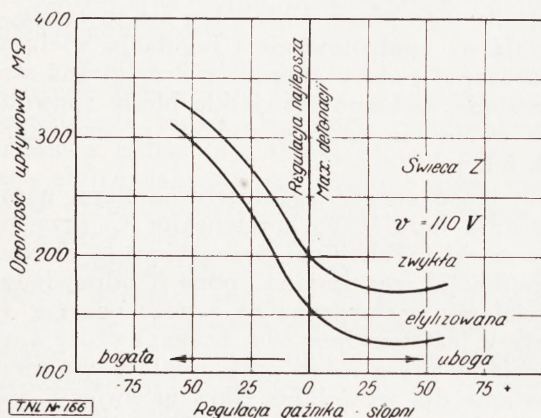
Rys. 4. Zmienność pierwotnego napięcia, wymaganego dla prawidłowego iskrzenia różnych świec przy zmiennym oporze upływowym.

typu X, Y, dały rezultaty te same co dla paliwa normalnego, natomiast charakterystyka iskrzenia świecy typu Z zrównała się z przebiegiem krzywych dla typu X, Y.

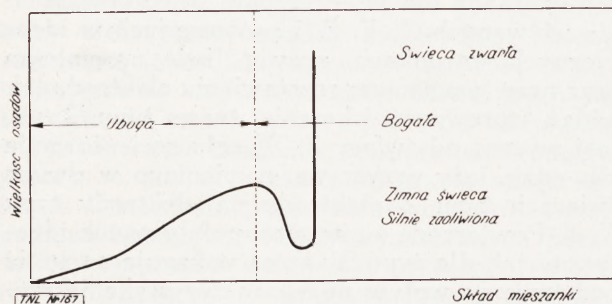
Wpływ zmiany paliwa na charakterystykę świecy Z przedstawia rys. 5. Z kolei rys. 6 obrazuje wpływ regulacji gaźnika na charakterystykę iskrzenia przy użyciu różnych gatunków



Rys. 5. Wpływ benzyny etylizowanej na iskrzenie świec



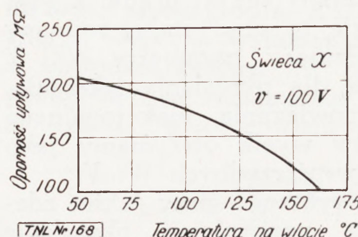
Rys. 6. Wpływ paliwa i składu mieszanki na iskrzenie świec.



Rys. 7. Wpływ składu mieszanki na zaoliwienie i pracę świecy.

paliw. Jasno z nich wynika, jak ważną rolę dla pracy świec stanowi właściwe dobranie składu mieszanki. Dla jeszcze lepszego uwydatnienia tego zjawiska załączamy rys. 7, pochodzący z poprzedniego artykułu (cytowanego autora), przedstawiający wielkość osadów, tworzących się na świecy przy przejściu od ubogiej do bogatej mieszanki.

Ponadto zbadany został wpływ temperatury na wlocie do silnika na charakterystykę iskrzenia. Rys. 8 ujmuje uzyskane wyniki.



Rys. 8. Wpływ temperatury mieszanki, zasysanej do silnika, na iskrzenie świec.

W celu umożliwienia porównania wyników, podaje również autor rodzaj użytego paliwa, skład mieszanki, rodzaj oleju, stopień sprężania i t. d., za wyjątkiem stałych układu zapłonowego, t. zn. C, L_1, L_2, R_1, R_2, M, równie niezbędnych dla odtworzenia i przeprowadzenia prób. Do sprawy tej jeszcze powrócimy.

W artykule poprzednim chodziło autorowi głównie o ustalenie dolnej granicy zakresu pracy świecy, oparte na skutkach zaoliwienia. Jako wskazówkę stopnia zaoliwienia świecy przyjął autor zmianę oporności R świecy i przy pomocy odpowiedniego urządzenia zmiany te rejestrował. Jako ilustracja uzyskanych wyników służyć może rys. 7. W celu bliższego zapoznania się odsyłamy czytelnika do tłumaczenia polskiego zamieszczonego w T. N. L.

Aczkolwiek uzyskane przez wymienionego autora wyniki są b. interesujące i stanowią poważny materiał porównawczy, nawet z możliwością praktycznego ich wykorzystania, nie dają jednak jednoznacznego określenia sprawności iskrzenia świecy. Powody tego tkwią zarówno w metodzie jak w aparaturze pomiaru.

Obecnie postaramy się nasze twierdzenie uzasadnić, przy czym oprzemy się na urządzeniu, podanym na rys. 3.

Autorowi zależało tu z jednej strony na uzyskaniu możności regulowania napięcia na świecy, z drugiej zaś na możności dawkowania energetycznego świecy. Pierwszy warunek został spełniony przez kontrolę ładowania kondensatora C, przy milczącym założeniu stałej przekładni napięciowej cewki indukcyjnej. Jednak wobec związania wielkości dostarczanej energii z napięciem formułą $W_c = \frac{C V^2}{8 \pi}$ autor, przy dalszym założeniu stałej i znanej sprawności podanego urządzenia, dawkowanie energii na świecy zmuszony był regulować przy po-

mocy oporu upływowego R. Bilans tego ująć możemy w sposób następujący:

$$\eta \frac{CV^2}{8\pi} = W_R + W \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

gdzie W_R — energia stracona na oporze R.
W — całkowita energia dostarczona świecy zgodnie z oznaczeniem podanym we wzorze 1.
η — sprawność energetyczna stosowanego urządzenia.

Na podstawie powyższego wzoru zdawałoby się, iż możliwe jest obliczenie interesującej nas wielkości W. Niestety, nawet przy założeniach wyżej poczynionych, nie ma możliwości obliczenia wielkości W_R. Ponadto obecność w obwodzie oporu R wprowadza dalsze komplikacje przy ustaleniu napięcia na świecy.

W celu uwidocznienia tego, rozpatrzmy przebiegi prądów chwilowych, po zamknięciu wyłącznika B, w obwodach pierwotnym i wtórnym cewki indukcyjnej. Równania prądów przedstawić możemy w sposób następujący:

$$R_1 i_1 + L_1 i'_1 - M i'_2 = \frac{1}{C}\int i_1 \, dt \quad . \quad . \quad . \quad I.$$

$$R'_2 i_2 + L_2 i'_2 - M i'_1 = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad II.$$

gdzie

$$R'_2 = R_2 + \frac{R R_i R_j}{R R_i + R_i R_j + R_j R} \quad \text{przyczem}$$

R_j oznacza oporność przestrzeni jonizowanej.
i' — pierwsza pochodna „i" po czasie.

Pozostałe oznaczenia jak na schemacie rys. 3. Wpływ pojemności świecy, w celu uproszczenia zagadnienia, jako niewielki, pomijamy.

Dla rozwiązania powyższych równań różniczkujemy dwukrotnie równanie I.:

$$R_1 i''_1 + L_1 i'''_1 - M i'''_2 = \frac{1}{C} i'_1 \quad . \quad . \quad (I'')$$

zaś z równania II określamy wartość i_1' oraz jej dalsze pochodne:

$$i'_1 = \frac{1}{M}(R'_2 i_2 + L_2 i'_2)$$

$$i'' = \frac{1}{M}(R'_2 i'_2 + L_2 i''_2)$$

$$i''' = \frac{1}{M}(R'_2 i''_2 + L_2 i'''_2)$$

które podstawiamy do równania I"

$$\frac{R_1}{M}(R'_2 i'_2 + L_2 i''_2) + \frac{L_1}{M}(R'_2 i''_2 + L_2 i'''_2) +$$

$$- M i'''_2 = \frac{1}{CM}(R'_2 i_2 + L_2 i'_2)$$

skąd po wykonaniu działań i uporządkowaniu otrzymujemy:

$$(L_1 L_2 - M^2) i'''_2 + (R_1 L_2 + R'_2 L_1) i''_2 +$$

$$+ \left(R_1 R'_2 - \frac{L}{C}\right) i'_2 - \frac{R'_2}{C} i_2 = 0 \quad . \quad . \quad III.$$

Otrzymaliśmy zatem, dla określenia i_2 równanie różniczkowe, liniowe, o spółczynnikach stałych, typu:

$$a i_2''' + b i_2'' + c i_2' + d i_2 = 0$$

Ogólnym rozwiązaniem równania różniczkowego tego typu będzie:

$$i_2 = A e^{m_1 t} + B e^{m_2 t} + C e^{m_3 t} \quad . \quad . \quad . \quad IV.$$

gdzie m_1, m_2, m_3 są pierwiastkami równania charakterystycznego:

$$a m^3 + b m^2 + c m + d = 0 \quad . \quad . \quad . \quad V.$$

zaś A, B, C, są stałymi dowolnymi, których wielkość określić możemy z dodatkowych warunków pracy obwodów. Wielkość e jest podstawą logarytmów naturalnych.

Nie rozwiązując nawet równania charakterystycznego V. z łatwością dostrzeżemy, iż wielkości m_1, m_2, m_3 są funkcją stałych obwodów R_1, R_2', L_1, M i C, a co za tym idzie, również wartość i_2 jest z nimi funkcjonalnie związana.

Mając wartość chwilową prądu i_2, łatwo możemy obliczyć wielkość odpowiadającego napięcia v_s na świecy:

$$v_s = i_2 R_s \quad \text{gdzie} \quad R_s = \frac{R R_i R_j}{R R_i + R_i R_j + R_j R}$$

Do tej pory milcząco zakładaliśmy, iż wielkość R_2' oraz R_s są wielkościami stałymi. W rzeczywistości jednak oporność R przestrzeni jonizowanej zmienia się, przy postępującym zjonizowaniu, od wielkości bardzo wysokich do wielkości zupełnie niskich. Równocześnie oporność ta zależy od chwilowych wartości przyłożonego napięcia w sposób bliżej nieokreślony.

Jak zatem widzimy, nie jesteśmy w możności obliczyć ani wartości i_2 ani też v_s, a co za tym idzie wielkości energii straconej na oporze R:

$$W_R = \int_0^{t_1} \frac{v^2}{R} dt$$

gdzie t_1 oznacza czas, po którym nastąpi wyładowanie iskrowe.

Reasumując powyższe, stwierdzamy, iż zarówno dostarczona na świece energia W, oraz przebieg i amplituda napięcia v_s są w aparaturze podanej przez Earl B. Keeler'a wielkościami bliżej nieokreślonymi. Na skutek tego nie ma możności uzyskania podstawowych czynników dla jednoznacznego określenia sprawności iskrzenia świecy, czego należało dowieść.

Innych metod, nawiasem mówiąc, ogólnie dzisiaj używanych, raczej do porównania niż do pomiaru służących, a opartych na wykorzystaniu wzajemnej zależności iskrzenia (jako zja-

wiska) i ciśnienia środowiska gazowego, w jakim wyładowanie następuje, z uwagi na ich pomiarowo prymitywny charakter rozpatrywać bliżej nie będziemy.

Natomiast podamy szkicową dyspozycję metody pomiaru iskrzenia, do której wypracować należy aparaturę:

1. Pod pomiarem iskrzenia rozumieć należy zdjęcie jej charakterystyk w układzie energia *W*, napięcie *V* przy równoczesnym pomiarze oporności izolatora świecy R_i oraz ustalonym charakterze prądu zasilającego układ zapłonowy.

2. Pomiar iskrzenia powinien być przeprowadzany w czasie pracy świecy na silniku i w ustalonych „warunkach otoczenia", t. zn. na wzorcowym typie silnika jednocylindrowego, innego dla silników chłodzonych powietrzem, innego zaś wodą, i przy ustalonych warunkach pracy silnika.

3. Warunki ustalone na wzorcowym silniku powinny być dobierane na podstawie prób porównawczych z silnikami używanymi w praktyce, do których świeca ma być przeznaczona.

4. Sprawność elektryczna pomiarowego urządzenia musi być albo stała, lub też znana (na podstawie cechowania lub obliczenia analitycznego).

5. Urządzenie pomiarowe powinno być proste w użytkowaniu i mieć możność łatwego przystosowania go do pomiaru iskrzenia świec na silnikach wielocylindrowych, stosowanych w praktyce.

Zakończenie

Na wstępie do niniejszego artykułu podaliśmy niektóre z powodów skłaniających nas do starannego rozpatrzenia iskrzenia świec zapłonowych oraz ustalenia metod pomiarowych, prowadzących do ścisłych wyników.

Z kolei rozpatrzyliśmy zagadnienie iskrzenia od strony energetycznej, na podstawie czego ustalone zostały, jako wskaźniki iskrzenia, wielkości pomiarowe: energia *W* i napięcie *V*. Wyniki te zostały zestawione z wynikami pomiarów iskrzenia, wykonanymi na aparaturze Earl A. Keeler'a i rzucone wytyczne dla zaprojektowania odpowiedniej aparatury pomiarowej.

Na zakończenie pragniemy czytelnika poinformować, iż prace w kierunku uzyskania takiej aparatury są już daleko posunięte i jedynie niektóre względy patentowe oraz konieczność uzyskania odpowiedniego materiału doświadczalnego chwilowo uniemożliwiły nam ogłoszenie szczegółów.

CHARAKTERYSTYKI HAMOWANIA, BLOKOWANIA I BIEGU WIATRAKOWEGO DWU I TRZYŁOPATKOWYCH ŚMIGIEŁ

F. J. MALINA i W. W. JENNEY

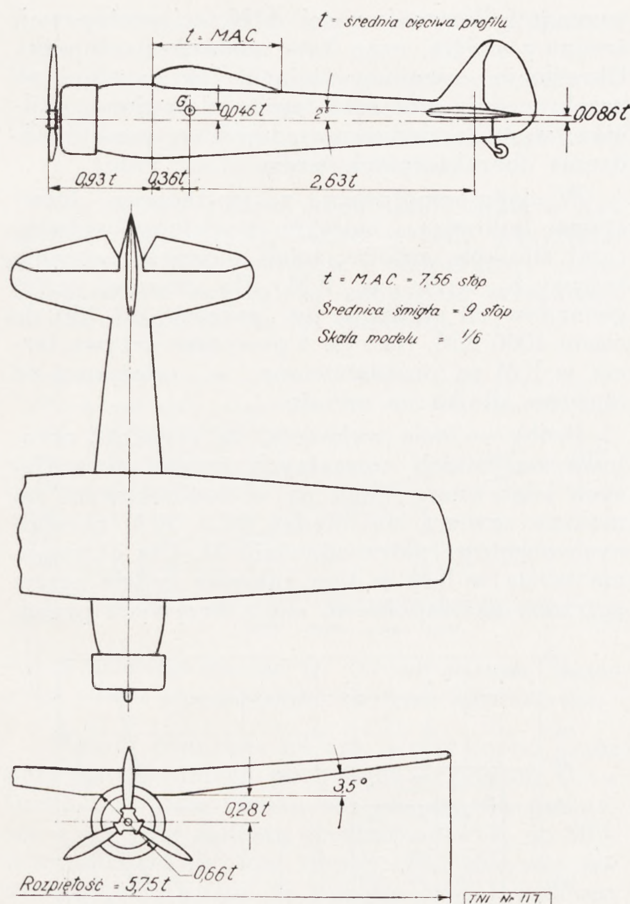
Z oryginału p. t. „Characteristics of Braked, Locked and Free-Wheeling Two- and Three-Bladed Propellers", Journal of the Aeronautical Sciences, May 1936, str. 237—242, przetłomaczył inż. K. Wójcicki.

Wstęp

Użycie wielosilnikowych samolotów wprowadziło do istniejących osiągów samolotu jeszcze jedno zagadnienie, a mianowicie gdy jeden lub więcej silników stają się nieużyteczne lub też świadomie zatrzymane w czasie lotu. Jeżeli praca silnika została przerwana wskutek uszkodzeń mechanicznych, wówczas jest bardzo wskazane całkowite zatrzymanie go, a to w tym celu, aby zabezpieczyć silnik od dalszych możliwych uszkodzeń. Można to osiągnąć przez zablokowanie śmigła, urządzenie dla biegu wiatrakowego (free-wheeling arrangement), albo przez nastawianie łopatek na zerowe położenie przy śmigłach o zmiennym skoku. Jeżeli użycie silnika zostało przerwane tylko w celu zmniejszenia zużycia paliwa, wówczas można pozwolić na obracanie silnika przez śmigło; w tym wypadku śmigło jest hamowane przez moment oporowy, równy momentowi tarcia silnika.

Z drugiej strony niedawnym odkryciem, połączonym z kwestią hamowania śmigieł, jest to, że obecnie sterowane śmigła dają możność wytworzenia znacznie powiększonego oporu przez zastosowanie małych kątów nastawienia łopatek śmigieł hamowanych i pracujących biegiem wiatrakowym, co pozwala na zmniejszenie szybkości lądowania i długości dobiegu wielosilnikowych samolotów o dużym nadmiarze mocy.

Celem obecnych rozważań jest danie wyjaśnień, nieudostępnionych dotychczas przez prace, podane przy końcu niniejszego artykułu. Dlatego też dalsze rozważania będą dotyczyły głównie trzyłopatkowego śmigła i jego wpływu na charakterystyki samolotu, zaś dwułopatkowe śmigło będzie służyło jedynie dla celów porównawczych z poprzednio otrzymanymi danemi. Próby były przeprowadzone na modelu w skali, lecz mogą być zastosowane do pełnej skali, co jest poparte przez korzystne porównania, podane w pracy, wymienionej w odnośniku 5.



Rys. 1. Wymiary modelu, użytego do prób.

Próby były przeprowadzone w Laboratorium Lotniczym Guggenheima Kalifornijskiego Instytutu Technologicznego w dziesięcio stopowym (3,048 m) tunelu przy użyciu modelu w skali 1/6 o wymiarach pokazanych na rys. 1. Śmigło miało średnicę równą 18 calom (0,457 m). Łopatki były wykonane ze stopu aluminiowego według specyfikacji ustalonej dla łopatki 1A1-O Hamilton Standard. Łopatka mogła być nastawiona na dowolny skok dzięki zastosowaniu stalowej piasty typu zaciskowego.

Celem uzyskania szczegółowego opisu przyrządów i metod określania różnych wielkości, potrzebnych dla obliczenia spółczynników śmigła i charakterystyk samolotu, należy zwrócić się do prac podanych w odnośnikach 2 i 5.

Różne spółczynniki użyte w powyższym sprawozdaniu są określone jak następuje:

$J = V/nD$.

$T_c = T/\rho V^2 D^2$.

$Q_c = Q/\rho V^2 D^3$.

$Q_n = Q_c (V/n) = (420{,}44 \cdot Q_f /n)/\sigma D^4 V$

Q_f = Moment tarcia (stopy . funty),

T = Rzeczywisty ciąg w funtach (wg. odnośnika 5). Znak ujemny wskazuje, że siła działa w kierunku siły oporu.

Q = Moment (stopy . funty). Znak ujemny wskazuje, że śmigło obraca silnik.

V = Szybkość (stóp/sek.).

D = Średnica śmigła (stopy).

β = Kąt nastawienia łopatki na 0,75 promienia.

h = Wysokość (stopy).

ρ = Gęstość właściwa powietrza (slugs na stopę sześcienną).

σ = Gęstość względna powietrza.

n = Obroty śmigła na sekundę.

N = Obroty śmigła na minutę.

N_e = Obroty wału silnika na minutę.

Δ = Objętość skokowa silnika (cale sześcienne).

Dla przedstawienia charakterystyk samolotu przyjęto normalnie używane spółczynniki C_L, C_D, C_M i α.

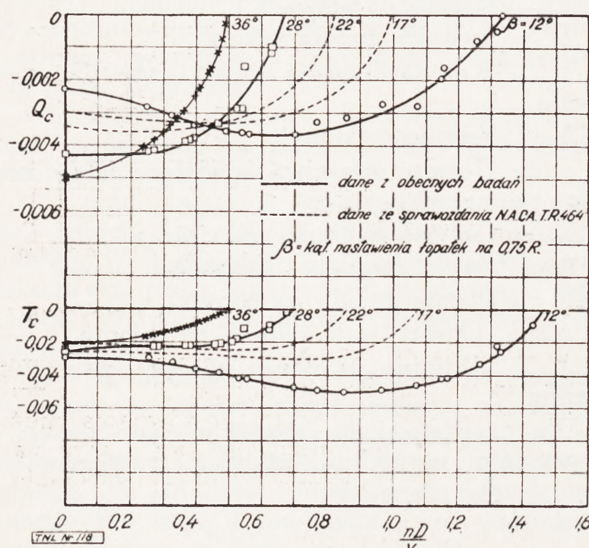
Hamowanie śmigłem

Warunki hamowania śmigłem osiągnie się gdy posuw stanie się tak duży, że ciąg i moment staną się ujemne. Te warunki można uzyskać z łatwością na jednosilnikowym samolocie podczas szybkiego schodzenia, a na wielosilnikowym samolocie przy zmniejszeniu obrotów jednego silnika poniżej obrotów silników pozostałych. Jeżeli pozwolić śmigłu obracać silnik odstawiony, to wówczas będzie ono hamowane przez moment równy momentowi tarcia silnika w określonych warunkach.

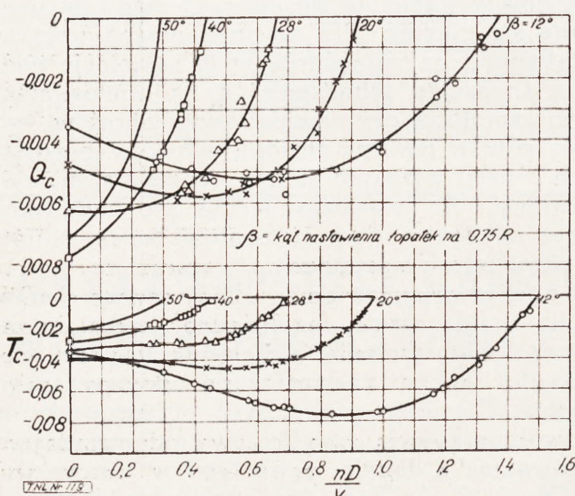
Ażeby otrzymać dane dla krzywych hamowania śmigła, użyto modelowego silnika indukcyjnego, jako hamulca elektrycznego przez odpowiedni dobór częstotliwości dostarczanego prądu. Pierwsze próby były przeprowadzone z dwułopatkowym śmigłem w celu otrzymania porównania z danymi zawartymi w sprawozdaniu N. A. C. A. T. R. 464 i celem rozciągnięcia tych danych na obszar dużych kątów nastawienia łopatek. Wyniki z tych prób są przedstawione na rysunku 2. Ponieważ kształt modelu użytego do tych prób różnił się dość znacznie od kształtów modelu jednopłata z gondolą użytego do poprzednich doświadczeń, przeto można jedynie przeprowadzić porównanie jakościowe. Rozszerzenie zakresu badań na większe kąty nastawienia łopatek wykazuje, że krzywe ujemnego momentu oporowego stają się bardziej strome, osiągając większe wartości ujemnych momentów, oraz że krzywe ujemnego ciągu sta-

[1]) Wobec trudności, jakieby za sobą pociągnęła zmiana jednostek z angielskich na metryczne (konieczność przerobienia wykresów), w artykule niniejszym zachowano oryginalny układ jednostek. Poniżej podajemy przeliczenie jednostek, użytych w dalszym ciągu, na jednostki metryczne.

Stopa	—	0,305 m
funt	—	0,454 kg
stoap. funt	—	0,138 kgm
slug	—	32,2 funtów (masa) lub 14,6 kg (masa)
slug na stopę sześcienną	—	515 kg/m³
HP	—	1,014 KM
cal sześcienny	—	0,0164 litra



Rys. 2. Spółczynniki Q_c i T_c dla śmigła dwułopatkowego



Rys. 3. Spółczynniki Q_c i T_c dla śmigła trzyłopatkowego.

ją się mniej strome wraz z odpowiednim zmniejszeniem ujemnego ciągu.

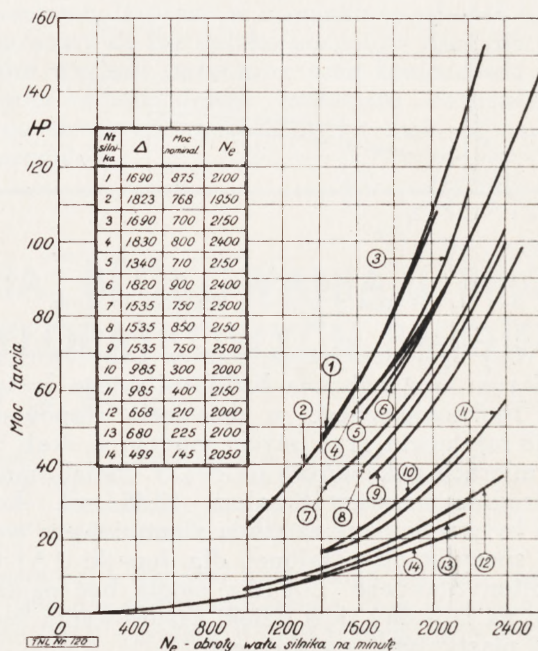
Na rys. 3 przedstawiono charakterystyki śmigła trzyłopatkowego dla kątów nastawienia łopatek zmieniających się od 12° do 50°. Krzywe powyższe są bardzo zbliżone do charakterystyk śmigła dwułopatkowego, różniąc się większymi wartościami ujemnych momentów i ciągu, osiągniętych dla danych kątów nastawienia łopatek.

Dla obydwóch śmigieł dwu i trzyłopatkowego obszar posuwów (V/nD) między 0 a 0,25 nie mógł być objęty doświadczeniem, ponieważ wymagałoby to wprowadzenia zbyt małych szybkości obrotowych lub nadmiernych szybkości wiatru w tunelu. Punkty dla posuwu równego 0 były otrzymane na podstawie badań śmigła zablokowanego.

Określenie z powyższych krzywych ujemnego ciągu i momentu dla śmigła, ograniczone do pewnej z góry założonej ilości obrotów na minutę, uzyskanej przez regulację mocy silnika, wymaga tylko znajomości szybkości postępowej, średnicy śmigła, oraz kąta nastawienia łopatki. Określenie ujemnego ciągu, jaki wystąpi po przekroczeniu momentu tarcia odstawionego silnika, wymaga dodatkowo danych z punktu widzenia charakterystyk tarcia.

W ciągu współpracy z wojskowym lotnictwem lądowym i morskim i wieloma wytwórcami silników autorzy mieli możność zebrania krzywych tarcia w KM dla znacznej liczby gwiazdowych silników w zakresie od 150 do około 1000 KM. Na rys. 4 powyższe krzywe tarcia w KM są przedstawione w zależności od obrotów silnika na minutę.

Próby w locie wykazują, że szybkość obrotowa wszystkich normalnych śmigieł obracających odstawiony silnik na wielosilnikowym samolocie zawiera się między 35 a 50% normalnych obrotów (patrz odnośnik 3). Dla otrzymania tarcia w KM w tym zakresie będzie zatem potrzeba ekstrapolować wiele krzywych przed-



Nr silnika	Δ	Moc nominal.	N_e
1	1690	875	2100
2	1823	768	1950
3	1690	700	2150
4	1830	800	2400
5	1340	710	2150
6	1820	900	2400
7	1535	750	2500
8	1535	850	2150
9	1535	750	2500
10	985	300	2000
11	985	400	2150
12	668	210	2000
13	680	225	2100
14	499	145	2050

Rys. 4. Moc tarcia dla różnych typów lotniczych silników gwiazdowych.

stawionych na rys. 4 w kierunku ich początku. Dokładność takiej ekstrapolacji zależy oczywiście w dużym stopniu od indywidualnej oceny, przeto jej ważność nie może być uważana za ostateczną i jest uzależniona od otrzymania większej ilości danych doświadczalnych nad tarciem silników przy małych ilościach obrotów.

Doświadczenia przeprowadzone nad tarciem w KM, w silnikach lotniczych wykazały w ogólności, że:

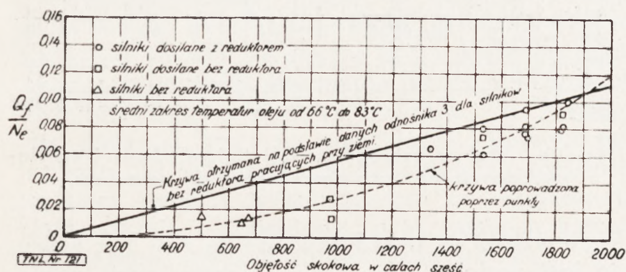
I — Tarcie w KM rośnie z obrotami
II — „ „ „ z objętością skokową
III — „ „ „ ze stopniem sprężania
IV — „ „ maleje z otwarciem przepustnicy

V — Tarcie w KM maleje z powiększeniem temperatury

VI — Tarcie w KM zależy w dużym stopniu od wiskozy użytego oleju

VII — Tarcie w KM zależy w dużym stopniu od stanu mechanicznego silnika.

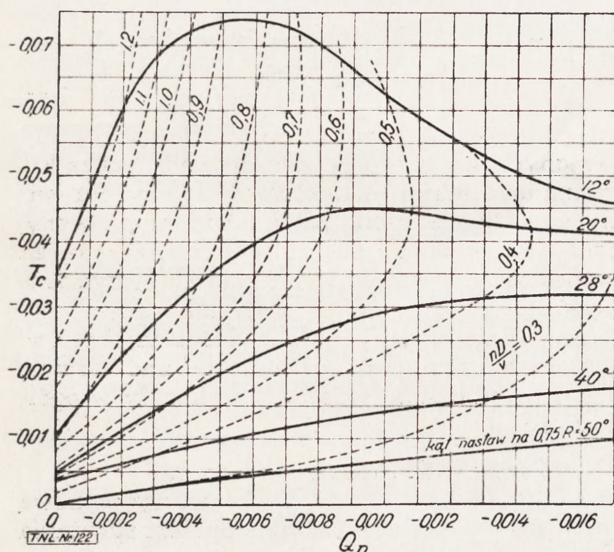
Dla silnika o danej konstrukcji tarcie w KM odstawionego silnika będzie przede wszystkim zależało od ilości obrotów i temperatury oleju. Temperatura zaś zależy znowu od wysokości, na której odbywa się lot samolotu.



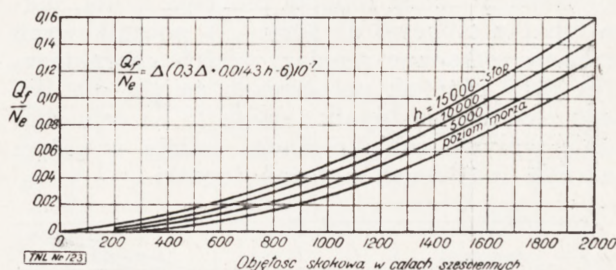
Rys. 5. Zależność stosunku Q / N_e od objętości skokowej wraz z proponowanymi krzywymi empirycznymi.

Punkty pokazane na rys. 5 otrzymano przez przyjęcie średniego pochylenia krzywych Q_i w funkcji obrotów silnika określonego na podstawie rys. 4 dla zakresu obrotów od 35% do 50% nominalnych obrotów silnika. Dla krzywej poprowadzonej przez te punkty, został ustalony empiryczny wzór, który będzie mógł dać wskazania, dotyczące momentu tarcia, jakie może wystąpić w odstawionych silnikach o różnej pojemności skokowej. Włączono również poprawkę dla wysokości. Dane dla uwzględnienia wpływu wysokości były otrzymane z prób przeprowadzonych na silniku Wright R-1820-F-2 przy objęciu zakresu wysokości pokazanego na rys. 7. Wzór posiada następującą postać:

$$Q_f / N_e = \Delta (0{,}3\, \Delta + 0{,}0143\, h - 6)\, 10^{-7}$$



Rys. 6. Spółczynniki T_c i Q_n dla śmigła trzyłopatkowego



Rys. 7. Zmienność stosunku Q_f / N_e z wysokością.

W stosunku Q_f / N_e. N_e oznacza obroty na minutę wału silnika. Po otrzymaniu Q_i / N_e z wykresu silnika albo z powyższego równania, można celem określenia ujemnego ciągu użyć następującej metody podanej w pracy wspomnianej w odnośniku 3:

Określić szybkość lotu.

Obliczyć Q_n lub Q_c. Obliczenie Q_c wymaga przyjęcia n.

Dla trzyłopatkowych śmigieł ustalić T_c z rys. 6, który był uzyskany z rys. 3 przez zmianę układu spółrzędnych. Dla dwułopatkowego śmigła użyć danych z rys. 2 albo zmianę układu spółrzędnych podaną w odnośniku 3. Jeżeli Q_c zostało określone, rys. 2 lub 3 jest wtedy dogodniejszy.

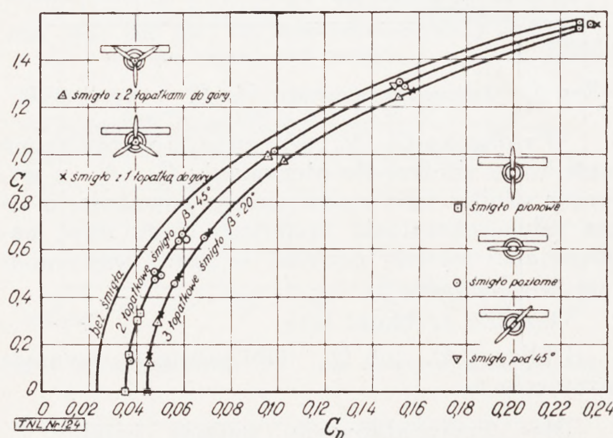
Ponieważ Q_f / N_e zostało przyjęte jako stałe w zakresie podlegającym rozważaniu, przeto nie ma potrzeby poprawiania n otrzymanego z nD/V na podstawie rys. 6. Jeżeli jednak n zostało założone dla otrzymania Q_f i stąd Q_c, to jest wtedy potrzebne sprawdzenie powyższego założenia.

Rys. 5 przedstawia krzywą odpowiadającą równaniu dla Q_f/N_e, podanemu w pracy, wymienionej w odnośniku 3. Wypada ona wyżej niż punkty wyznaczone doświadczalnie podczas badań tarcia w silnikach lotniczych, wobec czego należy ją uważać za przestarzałą dla śmigieł trzyłopatkowych w zakresie kątów nastawienia łopatek równych 28° i większych, chociaż może być słuszna dla kątów nastawienia łopatek poniżej 28° dzięki istnieniu wybrzuszenia na krzywych poniżej 28° (patrz rys. 6), oraz możliwości spadku w prawą stronę od wybrzuszenia dla większych wartości Q_n.

Zablokowane śmigło

Druga grupa prób była przeprowadzona celem ustalenia zmian charakterystyk samolotu wywołanych przez zablokowanie śmigła w różnych położeniach. Podczas tych prób piasta śmigła była sztywno zamocowana do czołowej płaszczyzny statora silnika w ten sposób, że mógł być mierzony moment oporowy, dawany przez łopatki śmigła. Dwułopatkowe śmigło było blokowane w trzech różnych położeniach: łopatki pionowe, poziome i pod 45°. Trzyłopatkowe śmigło było blokowane w dwóch różnych

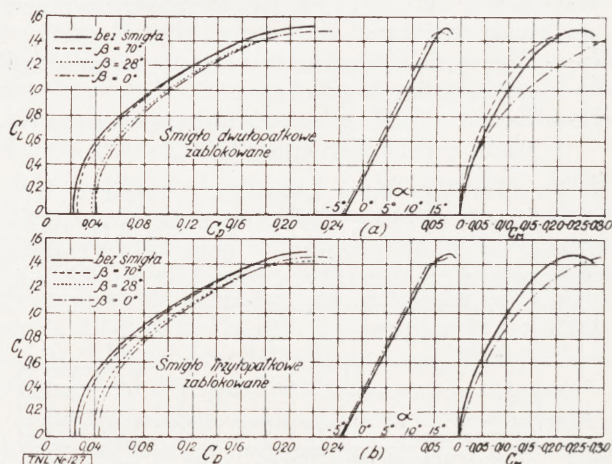
położeniach: jedna łopatka pionowo w dół, jedna łopatka pionowo do góry. W początkowych próbach wykonano pomiary trzech charakterystyk przy różnych położeniach śmigła dla danego nastawienia łopatki; miało to na celu zbadanie wpływu zablokowanego śmigła w całym zakresie możliwych położeń łopatki.



Rys. 8. Wpływ położenia zablokowanego śmigła na biegunowe samolotu.

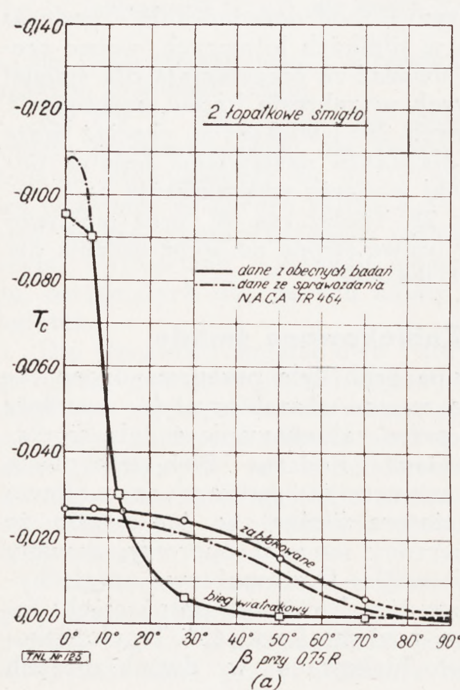
Biegunowe pokazane na rys. 8 wykazują tak niewielkie różnice dla różnych pożołeń zablokowanego śmigła, że przeprowadzanie w dalszym ciągu wszystkich wyżej wymienionych prób uznano za niecelowe. Zamiast tego wypośrodkowano położenia, które mogą spowodować największe zaburzenia przepływu na skrzydle. Dla dwułopatkowego śmigła odpowiadało to położeniu poziomemu łopatek, dla trzyłopatkowego śmigła położeniu, gdy jedna łopatka jest skierowana pionowo w dół.

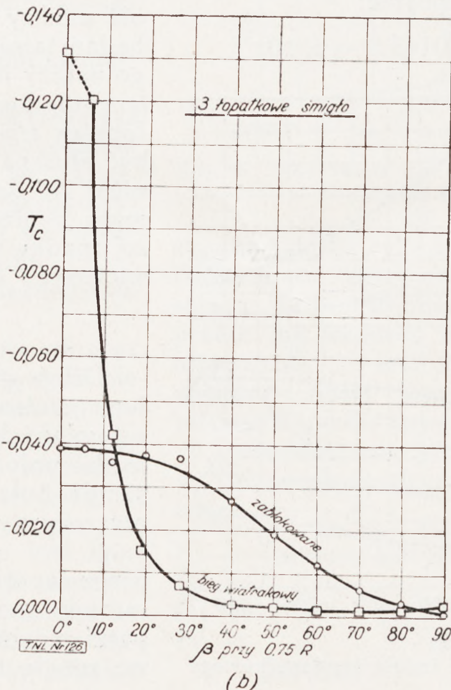
Przy tych położeniach zbadano cały zakres kątów nastawienia łopatek od 0° do 90°. Uzyskane wyniki są przedstawione na rys. 9, z którego jest widoczne, że opór (ujemny ciąg) zablokowanego śmigła dla obydwóch dwu i trzyłopatkowego powiększa się przy zmniejszeniu kąta nastawienia łopatki, osiągając maksymum przy około 10°. Krzywa dla trzyłopatkowego śmigła była podobna do krzywej dla śmigła dwułopatkowego, różniąc się większymi początkowymi wartościami ujemnego ciągu. Na rys. 9(a) przeprowadzono porównanie z wynikami, osiągniętymi w pracy, podanej w odnośniku 1. Niższe wartości ujemnego ciągu dla zablokowanego śmigła, otrzymane z późniejszych prób, mogły wyniknąć z różnic kształtu i sztywności łopatek badanych śmigieł.



Rys. 10. Wpływ zablokowanych śmigieł dwu- i trzyłopatkowych na trzy charakterystyki samolotu.

Rys. 10 pokazuje wpływ zablokowanego śmigła na trzy charakterystyki samolotu. Dla obydwu dwu i trzyłopatkowego śmigła przy zmniejszaniu kąta nastawienia łopatek ukształtowanie biegunowej pozostaje bez zmian, jedynie można zaobserwować przesunięcie się jej w kierunku większych oporów. Krzywa $C_L = f(\alpha)$ posiada to samo pochylenie, przesuwając się nieco w lewo przy zmniejszaniu kąta nastawienia łopatek. Krzywe $C_M = f(C_L)$ dla dwułopatkowego śmigła dla kątów nastawienia poniżej 50° wykazują zwiększenie stopnia stateczności, wy-



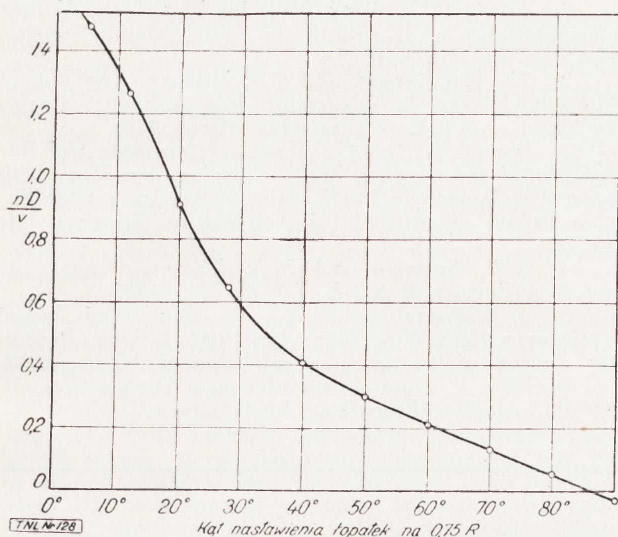


Rys. 9. Zależność spółczynnika T_c od kąta nastawienia łopatki dla śmigieł zablokowanych i w ruchu wiatrakowym, dwu- i trzyłopatkowych.

nikłe z wpływu śmigła. Powyżej 50° pojawia się pewne zmniejszenie stateczności. Trzyłopatkowe śmigło wykazuje podobny przebieg zależności (rys. 10-b) za wyjątkiem tego, że śmigło trzyłopatkowe przy wszystkich kątach nastawienia łopatek wpływa na powiększenie stateczności. Na krzywych $C_L = f(\alpha)$ oraz $C_L = f(C_M)$ pokazano osiągnięte graniczne położenia dla wszystkich kątów nastawienia łopatek.

Śmigło w ruchu wiatrakowym

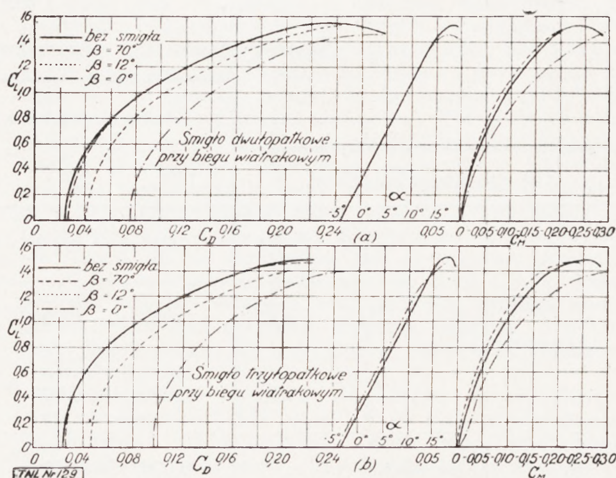
Podczas badań śmigieł w biegu wiatrakowym śmigło było zaklinowane na wirniku silnika w ten sposób, że śmigło dostarczało potrzebnego momentu dla pokonania tarcia w łożyskach wirnika silnika i licznika obrotów, jak również dla pokrycia strat na wentylację. Moment powyższy był tak mały, że nie mógł być zmierzony przy pomocy dynamometru. Ze względu na duże szybkości obrotowe przy małych kątach nastawienia łopatek zmniejszano szybkości wiatru w tunelu przy tych małych kątach. Z krzywej podanej na rys. 11 może być wyznaczony



Rys. 11. Zależność stosunku nD/V od kąta nastawienia łopatki dla dwu- i trzyłopatkowych śmigieł w ruchu wiatrakowym.

rząd wielkości ilości obrotów na minutę, osiągnięty przez śmigło w biegu wiatrakowym dla każdej szybkości wiatru w tunelu (V). Krzywe dla dwu i trzyłopatkowych śmigieł pokrywają się.

Śmigło w biegu wiatrakowym dodaje do zasadniczego oporu samolotu opór dodatkowy w postaci dodatkowej powierzchni szkodliwej oraz zaburzenia przepływu na skrzydle. Podczas prób śmigło było zamocowane w znacznej odległości od brzegu natarcia płatów, jak to pokazano na rys. 1. Dla śmigieł zamocowanych bliżej skrzydła, jak to się spotyka na wielu normalnych wielosilnikowych samolotach, można oczekiwać pewnych różnic w postaci powiększenia oporu.



Rys. 12. Wpływ dwu- i trzyłopatkowych śmigieł w ruchu wiatrakowym na trzy charakterystyki samolotu.

Z rys. 9 wynika, że dla śmigieł dwu- i trzyłopatkowych w biegu wiatrakowym kąt 30° jest dostatecznie duży na to, ażeby uzyskać praktycznie minimalny szkodliwy wpływ na wyczyny samolotu. Niewielkie korzyści mogą być osiągnięte przy przejściu do kątów nastawienia łopatek powyżej 50°. Z trzech charakterystyk podanych na rys. 12 wynika. że śmigło w biegu wiatrakowym stwarza podobny wpływ do zaznaczonego dla śmigła blokowanego na rys. 10, za wyjątkiem tego, że skłonności do zmniejszenia stateczności pojawiają się także przy i powyżej 10° dla dwułopatkowych śmigieł i około 50° dla trzyłopatkowych śmigieł.

Wnioski

1. Charakterystyki ujemnego ciągu i momentu trzyłopatkowego śmigła są podobne do charakterystyk dwułopatkowego śmigła, różniąc się wielkością osiągniętego ujemnego maksymum.

2. Siły hamujące, wytwarzane przez odstawiony silnik, mogą być obliczone metodą podaną w niniejszej pracy. Podany wzór może dać dostatecznie ścisłe przybliżenie dla rzeczywistych warunków. wobec znacznej ilości prób nad tarciem, na których został oparty.

3. Położenie zablokowanego śmigła ma niewielki wpływ na charakterystyki samolotu.

4. Ujemny ciąg dla śmigła w biegu wiatrakowym przy kątach nastawienia łopatek powyżej 12° jest mniejszy, niż dla śmigła zablokowanego.

5. Śmigła blokowane i w biegu wiatrakowym przy górnopłatach podobnych do badanego powodują przesunięcie się biegunowej w kierunku powiększenia oporu, mają niewielki wpływ na siłę nośną i powodują zmniejszenie stateczności, które jest większe przy śmigle dwułopatkowym niż przy śmigle trzyłopatkowym.

6. W tablicy I podano spółczynnik ujemnego ciągu T dla różnych warunków pracy śmi-

Tablica I.

Spółczynniki T_c dla różnych warunków pracy śmigła.

		Dwułopatkowe śmigło				Trójłopatkowe śmigło			
Kąt nastawienia łopatki		12^0	20^0	28^0	40^0	12^0	20^0	28^0	40^0
Śmigło hamowane	$\frac{nD}{V} = 0,6$	— 0,045	— 0,0 8	— 0,012	+	- 0,067	— 0,044	- 0,017	+
	$\frac{nD}{V} = 0,82$	— 0,050	— 0,020	+	+	— 0,074	— 0,032	+	+
	$\frac{nD}{V} = 0,95$	— 0,050	— 0,000	+	+	— 0,073	— 0,006	+	+
Śmigło zablokowane		— 0,027	— 0,026	- 0,024	— 0,019	— 0,039	— 0,0 8	— 0,038	— 0,028
Śmigło w biegu wiatrakowym		— 00,32	— 0,012	— 0,006	— 0,003	— 0,040	- 0,016	- 0,008	— 0,003

Uwaga: + wskazuje dodatni spółczynnik ciągu.

gła. Wartości wyznaczone dla różnych kątów nastawienia łopatek śmigła wykazują, że największy wzrost oporu będzie osiągnięty przy zahamowanym śmigle, a najmniejsze powiększenie przy biegu wiatrakowym, oczywiście dla właściwie nastawionego śmigła.

Autorzy składają podziękowanie Dr. Clark B. Millikan'owi za nadanie właściwego kierunku ich badaniom, pracownikom Laboratorium Lotniczego Guggenheima przy Technologicznym Instytucie Kalifornijskim za pomoc w przeprowadzeniu tych poszukiwań, oraz wojskowemu lotnictwu lądowemu i morskiemu i licznym wytwórniom silników za ich owocną współpracę przy zbieraniu danych dotyczących mocy tarcia.

LITERATURA

1. Edwin P. Hartman, Negative Thrust and Torque Characteristics of an Adjustable - Pitch Metal Propeler. N.A.C.A. T.R. Nr. 464, 1932.
2. Th. von Karman and C.B. Millikan, The Use of the Wind Tunnel in Connection with Aircraft - Design Problems, A.S.M.E. Transactions March 1934.
3. Donald W. Douglas, The Developments and Reliability of the Modern Multi - Engine Air Liner with Special Reference to Multi - Engine Airplanes after Engine Failure, Journal of the Aeronautical Sciences July 1935.
4. S.W. Sparrow and M.A. Thorne, Friction of Aviation Engines, N.A.C.A. T.R. Nr. 262, 1927.
5. J. S. Russel and H. M. Mc. Cov, Wind Tunnel Tests on a High Wing Monoplane with Running Propeller, Journal of the Aeronautical Sciences January 1936.
6. Wm. F. Durand, Aerodynamic Theory, Vol. IV Div. L. „Airplane Propellers" by H. Glauert.

XV SALON LOTNICZY W PARYŻU

(Korespondencja własna).

SAMOLOTY

Jestem przekonany, że większość t. zw. płatowcowców, wyjeżdżających w tym roku na wystawę do Paryża nie miała nadziei zobaczenia wielu ciekawych samolotów. Obawiano się, że przemysł lotniczy francuski, już znacjonalizowany, lub też oczekujący tego, nie skieruje wielkiego wysiłku na wystawę. Wiadomo było napewno, że Włosi i Niemcy zbojkotują Salon paryski całkowicie. Po anglikach zaś, uprawiających tak dobrze znany nam kult tajności, nie można było wiele się spodziewać. Mimo to jednak spotkał nas dość przyjemny zawód — i to zarówno dzięki gospodarzom, którzy wystawili kilka prototypów, zupełnie odbiegających od znanych szablonów, jak i anglikom i holendrom, którzy wystawili w sumie tylko trzy, ale zato wybitnie interesujące samoloty.

Dobre wrażenie, jakie wzbudzały interesujące samoloty, było bardzo zepsute tą okolicznością, że wszystkie prawie one były ustawione na wysokich podstawach, które uniemożliwiały bliższe obejrzenie szczegółów.

Po pierwszym rozejrzeniu się po wystawie uderzała równowaga między ilością wystawionych samolotów wojskowych i sportowych — zwłaszcza b. lekkich, o słabej mocy, — wprawdzie te lekkie miały wygląd bardzo skromny i kryły się na galeriach, ale już sama liczebność ich i zainteresowanie, jakie budziły, przyczyniała się do wrażenia jakgdyby dwóch wystaw zupełnie odrębnych: jednej bogatej, urzędowej, dla wielkich fabryk i instytucji, i drugiej — wystawy urządzanej przez ludzi nie rozporządzających wielkimi środkami, ale zato mających wielki zapał i znajdujących zrozumienie w tłumie drobnych zwolenników lotnictwa.

Dążenia tych dwóch wystaw najlepiej scharakteryzują dwie liczby: szybkość maksymalna samolotów Koolhoven *FK-55* ma wynosić 545 km/godz. a szybkość minimalna samolotu *Peyret-Taupin* — 20 km/godz. — rozpiętość szybkości prawie 30-krotna.

Następnie zwracała uwagę abstynencja w dziedzinie samolotów komunikacyjnych, do policzenia których wystarczyło palców jednej ręki.

Zupełnie nie było samolotów trójsilnikowych — zato dwusilnikowe zrobiły wielki skok naprzód: pomimo to, że samoloty jednomiejscowe zyskały na szybkości od ostatniej wystawy paryskiej ponad 100 km/godz., to samoloty dwusilnikowe, wielomiejscowe, dopędziły je, zyskując na szybkości w ciągu tego samego czasu ponad 150 km/godz. Obie kategorie przekroczyły (przynajmniej na wystawie) szybkość 500 km/godz. Stąd wynikło, że wszystkie samoloty szybkie miały wiele wspólnych cech, lotnictwo wojskowe i spokrewnione z nim szybkie komunikacyjne zestandaryzowało się. Jednopłat, klapy do lądowania, podwozie chowane, śmigła nastawne, kabiny zamknięte, wszystkie części — dawniej wystające — pochowane wewnątrz (np. bomby) — to były te cechy wspólne. Interesujące było również całkowite wyeliminowanie slotów — ani jeden szybki samolot nie miał ich.

Powszechne było też krycie sterów i lotek płótnem — prawdopodobnie ze względu na ułatwienie wyważenia. Mimo to bardzo wiele samolotów było zeszpeconych przez wielkie przeciwwagi sterów umieszczone na długich, brzydkich wysięgnikach.

Dla uwydatnienia wspólnych cech samolotów będę się trzymał przy opisywaniu ich podziału na kategorie.

Samoloty myśliwskie

Samoloty myśliwskie jednomiejscowe pokazane na wystawie należy rozpatrzeć w dwóch grupach; jedna to samoloty seryjne, druga — to prototypy. Do seryinych należały *PZL-24, Loire-Nieuport 46, Devoitine 510.* Wszystkie one właściwie są już dobrze znane.

PZL-24 różnił się od wystawionego na poprzednim salonie prototypu tym, że był egzemplarzem seryjnym, wyposażonym i uzbrojonym, nawet w bomby zawieszone pod skrzydłem. Wśród pozostałych seryjnych wyróżniał się swymi wyczynami połączonymi z silnym uzbrojeniem. Te cechy zbliżały go do następnej grupy — prototypów.

Loire 46 — samolot stanowiący seryjne wyposażenie lotnictwa francuskiego. Układ skrzydeł identyczny jak u *PZL* — myśliwskich. Uderza wielka ilość zastrzałów dla podwozia. Szybkość maksymalna przy tym samym ciężarze całkowitym i silniku jak u *PZL-24* — znacznie mniejsza (368 km/godz.) .

Devoitine 510 — otrzymamy z *Devoitine* 500, budowanego w dużych seriach dla lotnictwa francuskiego, przez zastosowanie innego typu silnika Hispano. Dolnopłat konstrukcji całkowicie metalowej, podwozie, jak i w obu poprzednich — stałe.

Prototypy samolotów myśliwskich odznaczały się wielu wspólnymi cechami: jednopłaty wolnonośne z zamkniętą kabiną, duże obciążenie powierzchni (do 150 kg/m²) ale i z dużym ciężarem całkowitym. Jako zasada — klapy dla zmniejszenia szybkości lądowania, podwozia chowane, śmigła nastawialne w locie. Uzbrojenie składa się z jednego lub dwóch działek kalibru 20 lub 23 m. i 2 k. m. — wszystko to niesynchronizowane, a umieszczone albo poza kręgiem śmigła, albo też przez piastę śmigła (działka).

Temu schematowi ściśle odpowiadały trzy samoloty: *Morane 405, Loire 250* i sowiecki samolot *CKB-19.*

Morane 405 — prototyp będący jeszcze w stadium prób. Dolnopłat całkowicie metalowy, skrzydło dwudźwigarowe (przedni stanowi główną konstrukcję nośną) kryte „Plymax'em" (skleika pokryta od zewnątrz blachą aluminiową). Klapy na dolnej pow. skrzydła między lotkami a kadłubem uruchamiane hydraulicznie. Kabina z pokrywą odrzucaną jest wentylowana i ogrzewana. Kadłub duralowy, tył kryty płótnem. Usterzenie poziome umieszczone jest u dołu kadłuba, podparte zastrzałami. Podwozie składane i otwierane hydrauliczne i blokowane pneumatycznie. Silnik Hispano Suiza chłodzony glykolem, chłodnica pod kadłubem, wciągana. Zbiornik benzyny w pierwszym prześle kadłuba — duralowy nitowany, zaopatrzony w urządzenie do szybkiego opróżniania. Uzbrojenie składa się z 1 działka strzelającego przez piastę śmigła i 2 k. m. w skrzydłach, uruchamianych pneumatycznie. Samolot ten uważany jest przez francuzów za czołowego przedstawiciela kategorii bardzo szybkich i silnie uzbrojonych samolotów myśliwskich jednomiejscowych, odpowiadających wymaganiom programu na 1936 r.

Loire 250 — samolot o układzie identycznym jak poprzedni odpowiadający tym samym wymaganiom. Konstrukcja metalowa z pokryciem pracującym. Skrzydło ma część środkową, połączoną z kadłubem i dwie części boczne — przypinane. Klapy do lądowania znajdują się między lotkami na części środkowej. Podwozie chowane w kierunku do wewnątrz (do części środkowej skrzydła) kadłub skorupowy. Usterzenie wolnonośne. Statecznik poziomy regulowany w locie. Silnik gwiazdowy, chłodzony powietrzem, Hispano Suiza, zawieszony na łożu z rur stalowych. Interesujące jest, że pierścień osłaniający silnik łączy się ze skrzydłem, tak iż wypływ powietrza z pod pierścienia jest podzielony na dwie części: jeden, główny strumień wypływa nad skrzydło, a drugi, znacznie mniejszy pod skrzydło. Zbiornik benzyny, o pojemności 330 l. mieści się w kadłubie. Uzbrojenie składa się z dwóch działek i dwóch k. m.

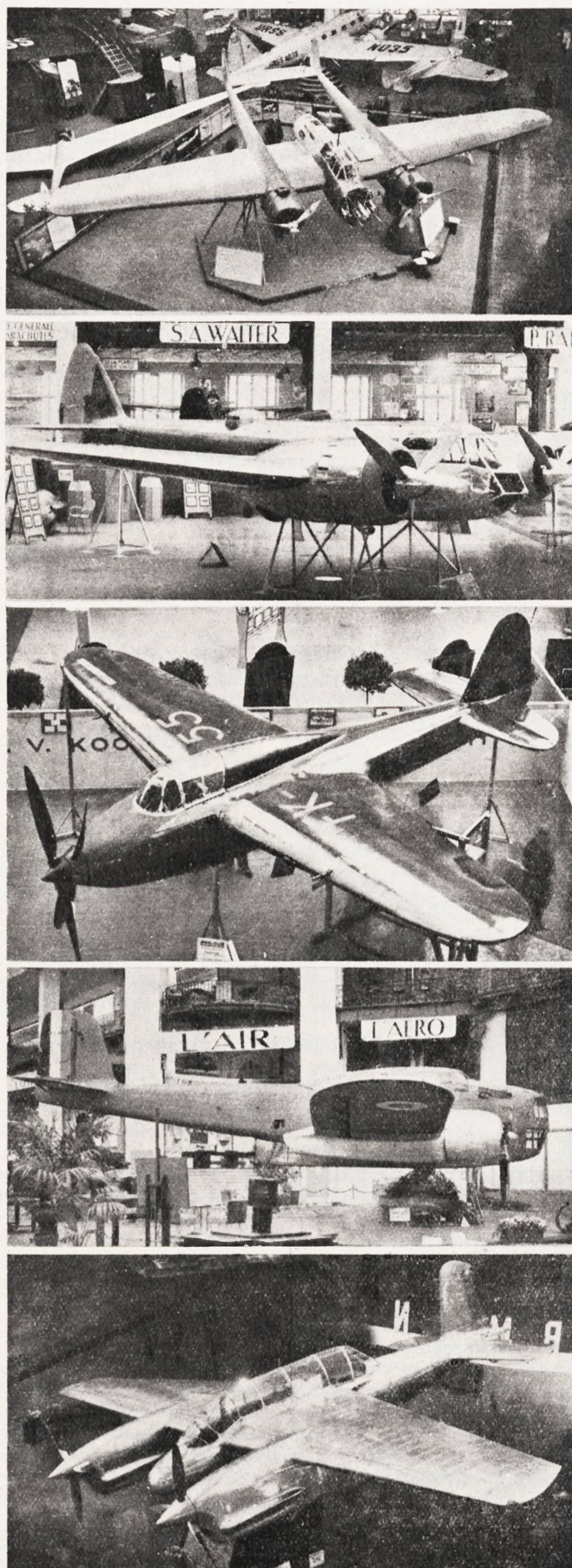
Samolot ten wyróżnia się bardzo dużym obciążeniem powierzchni (147 kg/m²) i b. małym obciążeniem mocy (mniej niż 2 kg/KM). Trochę nieprawdopodobna jest szybkość lądowania 100 km/godz. odpowiadająca przy tym obciążeniu spółczynnikowi $c_y = 3.05$.

CKB-19 — samolot sowiecki, o którym nie udzielano żadnych danych. Dolnopłat z silnikiem chłodzonym cieczą, podobny trochę do rodziny *Devoitine 500* ale z podwoziem chowanym w bardzo skomplikowany sposób ukośnie ku środkowi i do tyłu. Pod skrzydłem dwie chłodnice wciągane. Lotki o dużej rozpiętości, klapy — krokodyle na całej rozpiętości między lotkami, nawet pod kadłubem. Podobno samolot ten ma rozwijać szybkość około 500 km/godz. — zresztą dla samolotów, które miały pretensje do wielkich szybkości, z reguły nie podawano na wystawie mniej niż 500 km/godz., a nieraz obiecywano i więcej.

Opisane wyżej samoloty myśliwskie dzięki wielu urządzeniom jakie musiały zawierać (chowane podwozia, klapy, sterowania hydrauliczne, pneumatyczne, wielkie silniki i zapas benzyny do nich) przekroczyły ciężar całkowity 2000 kg, a wskutek tego napewno straciły tę zwrotność jaka konieczna jest dla samolotu myśliwskiego. Aby odzyskać chociaż częściowo tę zaletę, a także aby stworzyć samolot tańszy od tamtych machin, firma Mureaux postawiła sobie za zadanie zbudować samolot o szybkości i uzbrojeniu odpowiadających tym samym wymaganiom, co i poprzednie, ale z silnikiem znacznie mniejszej mocy. Rezultatem jest piękny, lekki (1290 kg.) samolot, którego szybkość ma być taka sama, jak i innych: 500 km/godz.

Mureaux 190 jest podobnie jak poprzednie dolnopłatem o eliptycznym obrysie skrzydeł. Lotki mają sterowanie różnicowe, klapy do lądowania między lotkami i kadłubem wychylają się do 45°, napęd mechaniczny. Konstrukcja skrzydła dwudźwigarowa, duralowa, kryta blachą duralową grubości 0,32 mm. Lotki są kryte płótnem. Kadłub ma cztery podłużnice, na których rozstawione są ramy, całość pokryta blachą pracującą. Kabina pilota mieści się za skrzydłem i jest całkowicie zamknięta. Samolot jest wyposażony do lotów nocnych i na wielkich wysokościach, posiada też aparat radio nadawczy i odbiorczy. Uzbrojenie składa się z działka strzelającego przez piastę śmigła i 2 k. m. w skrzydłach, uruchamianych Bowdenami. Podwozie stałe, wolnonośne z amortyzatorami Messier o skoku 17 cm, jest starannie oprofilowane. Usterzenia wolnonośne, metalowe, stery kryte płótnem. Silnik Salmson 12 Vars — dwunastocylindrowy, odwrócony, chłodzony powietrzem, zawieszony wraz z łożem na kadłubie w sześciu punktach za pośrednictwem amortyzatorów „Dynaflex". Zbiornik benzyny o pojemności 185 lt. znajduje się w kadłubie. Samolot ten wyróżnia się swymi drobnymi, zgrabnymi kształtami wśród ciężkich współtowarzyszy - myśliwców.

Zupełnie odrębny typ, jeśli chodzi o konstrukcję, stanowi samolot *Koolhoven FK-55.* Jest to również jednopłat jednosilnikowy, ale silnik umieszczony jest w środku ciężkości samolotu, pod skrzydłem i napędza za pomocą długiego wałka i podwójnej przekładni (dwa i trzy koła zębate) dwa śmigła, obracające się w przeciwne strony. Pilot siedzi nad i przed silnikiem, bardzo blizko przodu samolotu, uzyskując w taki sposób widoczność taką, jak w samolotach dwusilnikowych. Sa-



Rys. 1. Od góry ku dołowi: 1) Fokker G 1, za nim na lewo szybowiec „Stachanowiec", w głębi na lewo wyczynowy ANT 25, na prawo komunikacyjny ANT 35. 2) Bristol Blenheim. 3) Koolhoven FK-55. 4) Breguet 462. 5) Hanriot 220.

molot zaś bardzo wiele traci na wadze przy takim układzie, gdyż najcięższy jego element jest podwieszony w środku ciężkości, a więc zbyteczne są tak ciężkie konstrukcje jak w normalnym układzie dla utrzymania silnika — np. przy lądowaniu. Dzięki zaś zmniejszeniu momentu bezwładności samolotu zyskuje on na zwrotności. Zasadniczą częścią konstrukcyjną tego samolotu jest skrzydło wykonane jako jedna całość, przy czym środkowa jego część jest jednocześnie środkową częścią kadłuba, mającego przekrój trójkątny. W tej części umieszczony jest silnik. Skrzydło to wykonane jest z drzewa (podłużnice ze spruce'u) kryte jest sklejką — i to dość cienką, jak się wydaje. Do przedniego dźwigara przyczepiona jest trójkątna piramida podtrzymująca przedni koniec wału pędzącego śmigła. Na niej też siedzi pilot okryty oszklonym wiatrochronem. Wał, długości około 140 cm. i średnicy 10 cm. jest połączony z obu końców za pośrednictwem sprzęgieł elastycznych, które pozwalają na uginanie się, zgodne z odkształceniami przodu. Chłodnice wody umieszczone są po obu stronach kadłuba. Na tylnym dźwigarze zaczepiony jest ogon, niosący usterzenia, wykonane jako całość z belką ogonową. Stery duralowe, kryte płótnem. Podwozie, zamocowane na części środkowej, pod silnikiem chowa się w skrzydła, ruchem ku zewnątrz. Dalszym ważnym szczegółem jest to, że skrzydło nie posiada ani lotek, ani klap. Lotki są zastąpione urządzeniem szczelinowym, którego szczegółów nie ujawniono. Wskutek tych braków skrzydło wygląda bardzo niezwykle.

Uzbrojenie samolotu składa się z działka strzelającego przez piastę śmigła i 2 k. m. w skrzydle, sterowanych pneumatycznie.

Szybkość tego samolotu podawana jest jako 520 do 545 km, a szybkość minimalna — 105 km. Rozpiętość szybkości wprost nieprawdopodobna. Inne wyczyny odpowiadają szybkości, np. szybkość wznoszenia przy ziemi ma wynosić 15 m/s. a na 4000 m. — 17 m/s.

Samoloty wielomiejscowe jednosilnikowe

Przechodząc do samolotów wielomiejscowych dwusilnikowych krótko wspomnimy o wielomiejscowych jednosilnikowych. Są to: *PZL-23, Mureaux 200 i Letov S 528*. Podobnie jak trzy samoloty seryjne myśliwskie, tak i te są już znane. *PZL-23* była już u nas b. szczegółowo opisana w N-rze 8 „Skrzydlatej Polski" z roku bieżącego. Na stoisku naszym razem z *PZL-24* przedstawiały się jako samoloty nie obiecujące cudów, ale zato dające już dzisiaj dobre wyczyny.

Samolot *Mureaux 200* — trzyosobowy dalekiego rozpoznania, jest powiększonym samolotem *Mureaux 115*, dwuosobowym o tym samym przeznaczeniu. Górnopłat w bardzo już starym układzie, konstrukcja metalowa, kabina załogi osłonięta.

Samolot dwumiejscowy *Letov S 528* jest jedynym dwupłatem wojskowym na wystawie. Ma służyć jako dwumiejscowy myśliwski nocny, rozpoznawczy i bombardujący. Jest dwupłatem w normalnym układzie, konstrukcja metalowa, kryty płótnem; jest właściwie znanym już poprzednio samolotem *S 328*, zaopatrzonym w silnik o większej mocy. Uderzały w nim wielkie przeciwwagi na wszystkich ruchomych płaszczyznach sterów i lotek.

Na stoisku Ministerstwa Lotnictwa wystawiony był obok myśliwskiego *Gourdon 832* — wodnosamolot obserwacyjny *Potez 452* — typ znany już od dwóch lat.

Samoloty bojowe dwusilnikowe

Przejdźmy teraz do największej sensacji wystawy — do samolotów myśliwskich wielomiejscowych, które mogą służyć jednocześnie jako samoloty dalekiego rozpoznania i lekkie bombardujące o wielkim zasięgu. Są one prawdziwą rewelacją w stosunku do wprowadzanych we Francji w ciągu ostatnich paru lat t. zw. w dosłownym tłomaczeniu samolotów „wielomiejscowych do walki" — ciężkich, stosunkowo powolnych i niezgrabnych, zaopatrzonych w kilka obrotnic samolotów, które prawdopodobnie nietylko nie mogłyby atakować, ale nawet bronić się.



Rys. 2. Fragment wystawy: z przodu Morane 430, za nim Mureaux 190 (z lewej) i Mureaux 200. Z tyłu Bloch 131.

Dzisiejsze prototypy samolotów myśliwskich atakujących są z reguły jednopłatami dwusilnikowymi, z chowanym podwoziem, z klapami do lądowania i t. p. urządzeniami, mającymi na celu zwiększenie szybkości. Drugą zasadniczą ich cechą jest potężne uzbrojenie zaczepne: nieruchome działka lub k. m. (zwykle po 2 każdego rodzaju) strzelające do przodu i jedno stanowisko strzelca do obrony tyłu. Załogę samolotów francuskich stanowią trzy osoby: pilot — przedni strzelec, komendant samolotu i tylny strzelec — radiotelegrafista. Zadaniem komendanta jest kierować atakiem samolotu, przy czym działa on w porozumieniu z pozostałymi samolotami, z którymi wspólnie wypełnia powierzone zadanie, spełniając rozkazy wspólnego dowódcy, otrzymywane przez specjalny aparat radio-nadawczy i odbiorczy.

Na wystawie były dwa takie samoloty francuskie: *Hanriot 220 i Potez 63*, oraz jeden holenderski — *Fokker G 1*.

Hanriot 220 jednopłat ze skrzydłem zaczepionym do górnych podłużnic niskiego kadłuba. Nad skrzydłem wznosi się wiatrochron, kryjący głowy załogi. Skrzydło jest podpięte zastrzałami od dolnych podłużnic kadłuba do punktu zaczepienia silników. Konstrukcja całkowicie metalowa, o pokryciu pracującym. Nosek skrzydła przyczepiany, na całej rozpiętości tworzy zbiornik benzyny. Zwraca uwagę cienki profil skrzydła, możliwy dzięki podpięciu zastrzałami i stosunkowo b. małej rozpiętości skrzydła. Klapy — krokodyle na całej rozpiętości skrzydła łącznie z lotkami. Kadłub o konstrukcji skorupowej, otwarty od góry dla pomieszczenia załogi. Pilot siedzący na samym przodzie ma przed sobą tylko ostry nos kadłuba, dzięki czemu widoczność ma do przodu, do dołu i do tyłu bardzo dobrą — na boki mogą trochę przeszkadzać długie silniki. Za pilotem siedzi komendant samolotu, mający m. innymi specjalny radioaparat. Na ostatnim miejscu siedzi strzelec, który ma również radioaparat innego typu. Uzbrojenie składa się z 2 działek pod kadłubem i 2 k. m. w skrzydłach oraz 1 k. m. na obrotnicy tylnej.

Podwozie chowane w locie w oprofilowania silników. Napęd — podobnie jak klap do lądowania — hydrauliczny.

Usterzenia wolnonośne, wyposażone w kompensację regulowaną w locie. Stery są zaopatrzone w amortyzatory wibracji.

Samolot wystawiony posiada silniki Renault 12-cylindrowe V odwrócone, chłodzone powietrzem. Przewidziane jest zastosowanie silników Gnome - Rhone - Mars po 725 KM. Przewidywana szybkość z silnikami Mars — 500 a nawet 520 km/godz.

Bardzo podobnym do Hanriota jest *Potez 63*, samolot mający to samo przeznaczenie, załogę rozmieszczoną w sposób identyczny i identyczne uzbrojenie. Pod względem układu jest to dolnopłat wolnonośny. Usterzenie poziome ma wyraźny układ V, usterzenie kierunkowe podzielone na dwie części, umieszczone jest na końcach usterzenia poziomego, co daje dobry obstrzał wprost do tyłu.

Samolot jest przygotowany nietylko do walki ale i do wykonywania zadań dalekiego rozpoznania i lekkiego bombardowania. Zasięg jego może wynosić 1300 km a największy ciężar bomb — 400 kg.

Fokker G 1 — samolot dwumiejscowy, mogący służyć do zadań trojakiego rodzaju, podobnie jak poprzednie. Jest to średniopłat, niosący pośrodku krótki kadłub, w którym siedzi załoga, a usterzenie umocowane jest do skrzydła za pośrednictwem dwóch belek, stanowiących przedłużenie oprofilowania silników. Skrzydło wraz ze środkową częścią kadłuba i oprofilowań silników ma konstrukcję drewnianą i dwa dźwigary ze spruce'u, pokrycie sklejką bakelitową. Lotki z rur chromo-molibdenowych, kryte płótnem. Między lotkami i kadłubami — klapy. Na żądanie skrzydło może mieć konstrukcję całkowicie metalową. Belki niosące usterzenia wykonane są z duralu jak również usterzenia, przyczem stery są z rur chromo-molibdenowych spawanych, kryte płótnem. Część drewniana kadłuba środkowego kończy się w okolicach krawędzi natarcia skrzydła. Przednia część tego kadłuba wykonana jest z rur chromo-molibdenowych i przypinana do kadłuba na 4 sworzniach. Na tej części umocowane są elementy wyposażenia kabiny oraz uzbrojenie przednie, składające się z 2 działek Madsen kal. 23 mm. i 2 k. m. Każde działko ma zapas 100 sztuk pocisków. Za pilotem, między dźwigarami mieści się zbiornik benzyny o pojemności 360 lt, a dwa inne, po 345 lt. mieszczą się również między dźwigarami, ale w części skrzydła między kadłubem środkowym a bocznymi. Łączna pojemność zbiorników wynosi 1050 lt. Zbiorniki wykonane są z elektronu, spawane. Dla zapobieżenia korozji w każdym zbiorniku znajduje się nabój fluorowy.

W dolnej części kadłuba za dźwigarami, znajdują się wyrzutniki bomb (max. 400 kg. — np. 2 bomby po 200 kg.), które zawsze znajdują się wewnątrz oprofilowania, w górnej — radioaparat; dalej do tyłu znajduje się kabina tylnego strzelca, zakończona obrotnicą o osi poziomej, zgodnej z osią samolotu. Obrotnica ta zakryta jest oszklonym stożkiem; przez szparę w tym stożku wysuwa się lufa k. m. tylnego. Cała ta obrotnica wraz z k. m. może obracać się tak, iż strzelec ma pole obstrzału do tyłu całkowicie swobodne (z wyjątkiem pól zasłoniętych przez belki i usterzenie).

Podwozie umocowane jest za silnikami i chowa się w oprofilowanie ich, napędzane hydraulicznie. Drzwiczki zamykane są amortyzatorami gumowymi, rozciąganymi przez podwozie w stanie otwartym.

Silniki wbudowane są typu Hispano Suiza 80—02 o mocy 750 KM. na wysokości 3500 m. Przepływ powietrza przez osłony pierścieniowe — regulowany klapkami.

Przewidziane jest zastosowanie silników Bristol Mercury VII, z którymi szybkość gwarantowana na wysokości 4420 m. będzie wynosiła 470 km/godz.

Samoloty bombardujące

Od samolotów, których zasadniczym zadaniem była walka, przejdźmy do samolotów, dla których głównym zadaniem jest bombardowanie.

Najszybszym z nich jest *Bristol Blenheim*. Jest to średniopłat dwusilnikowy, konstrukcji całkowicie metalowej z pokryciem pracującym. Skrzydło dwudźwigarowe posiada lotki szczelinowe, skompensowane (Frise) i klapy do lądowania, sterowane hydraulicznie. Kadłub o wymiarach 1,676 × 1,320 w oszklonym przodzie mieści tylko kabinę nawigatora i pilota — bez uzbrojenia. W środkowej części kadłuba znajdują się piętrowe wyrzutniki bomb, a za nimi kabina radiotelegrafisty i obrotnica tylnego strzelca. Dostęp do kabiny pilota i nawigatora przez odsuwane okno w dachu nad pilotem. Dzięki bardzo obfitemu oszkleniu przodu samolot ten wyróżnia się dobrą widocznością nawet wśród samolotów dwusilnikowych. Dostęp do tylnej kabiny — przez otwór znajdujący się przed obrotnicą. Obrotnica okryta płaską kopułą jest jedyną częścią, która wystaje nad zupełnie gładką linią górnego obrysu kadłuba. Usterzenia wolnonośne, rozpiętość usterzenia poziomego 5,08 m., stery wyważone, kryte płótnem. Podwozie chowane do tyłu, napęd hydrauliczny. Kółko ogonowe o swobodnym obrocie o 360°, który może być ograniczony do 180°, chowa się razem z podwoziem. Silniki Bristol Mercury VIII, pędzą śmigła trójramienne, średnicy 3,20 m. nastawiane w locie (de Havilland — licencja Hamilton Standard). Wyczyny tego samolotu nie są podane do wiadomości, ale o szybkości jego można wnioskować z tego, że samolot pasażerski „Britain First" po otrzymaniu silników Mercury VIII ma osiągać szybkość 300 mil na godz., czyli 480 km/godz. Należy oczekiwać, że samolot wojskowy może mieć szybkość tylko większą niż pasażerski.

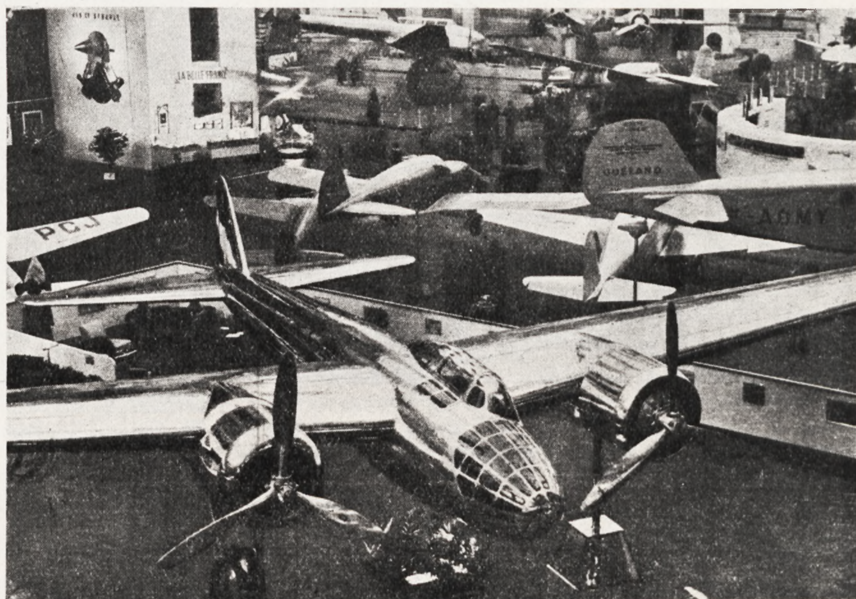
Głównym jego przeznaczeniem jest bombardowanie, przy czym dla uzyskania jaknajwiększej szybkości zrezygnowano tu z obrotnic przedniej i ogonowej. Całe obciążenie wojskowe zostało schowane do wnętrza samolotu a załogę zredukowano do minimum. Jakkolwiek bowiem urządzone są cztery miejsca, nawigator, pilot, radiotelegrafista i strzelec, to jednak przewidziane jest łączenie obowiązków radiotelegrafisty i strzelca w jednej osobie, a w szczególnych przypadkach i pilota i nawigatora — w drugiej, tak, iż cała załoga składa się wtedy tylko z dwóch osób.

Pozostałe dwa samoloty bombardujące: *Bloch 131* i *Breguet 462* odpowiadają typowi ciężkiego samolotu bombardującego, który trochę wygładzono od zewnątrz, aby otrzymać lepsze wyczyny, ale nie chciano zrezygnować z obronności. Stosuje się to zwłaszcza do samolotu *Breguet 462*, który otrzymano z samolotu tego samego typu ale urządzonego jako „wielomiejscowy do walki". Kształty jego nie są piękne, zwłaszcza kadłub ma linię bardzo łamaną i dzięki przewężeniu w miejscu, gdzie są urządzone nad sobą stoiska k. m. górnego tylnego i dolnego, przypomina owe dobrze znane samoloty Breguet z cienką belką niosącą usterzenia.

Samolot ten jest również jednopłatem z klapami do lądowania, chowanym podwoziem i t. p. urządzeniami, to też szybkość jego, mimo niezbyt aerodynamicznych kształtów, (a może dzięki największemu obciążeniu powierzchni nośnej ze wszystkich samolotów wystawy) wynosi podobno około 400 km/godz.

Odległości bombardowania podawane są dla niego jak następuje: przy ładunku 500 kg bomb — 1000 km (to znaczy zasięg 2000 km.), przy 1000 kg. — 800 km. i przy 1500 kg — 450 km. Przy spełnianiu zadania dalekiego rozpoznania (bez bomb) głębokość wypadu wynosi 1500 km.

O samolocie *Bloch 131* nie udzielono informacji, a publikowane dane charakterystyczne jego są bardzo przybliżone. Posiada on wszystkie cechy charakterystyczne wyliczone poprzednio dla samolotów wielomiejscowych. Jest to samolot cięższego typu, normalna ilość osób załogi wynosi 5. Przód o bardzo nieładnym, tępym kształcie jest dość bogato oszklony. Znajduje się tam stanowisko strzelca przedniego. Tylna górna kopuła strzelca przypomina kopułę Blenheima, dolna zaś ma kształt szerokiej, płaskiej miski, kończącej płytką gondolę w dolnej części kadłuba. Do uzbrojenia jego, oprócz trzech stanowisk strzelców z ruchomymi k. m., należy działko nieruchome na przodzie kadłuba. Skrzydło ma bardzo wyraźny kształt V i jest zaopatrzone w klapy. Podwozie chowane; śmigła o skoku nastawialnym w locie. Podobno samolot ten odznacza się, podobnie jak inne typy tej samej fabryki, wybitną prostotą konstrukcji. Konstrukcja oczywiście całkowicie metalowa.



Rys. 3. Fragment wystawy: z przodu Amiot 341, za nim Candron Ramier (mały dolnopłat z widocznym śmigłem), w głębi, ustawiony na kuli ziemskiej, Potez 63.

Do tej samej grupy (samoloty dwusilnikowe o bardzo dużej szybkości i ciężarze użytecznym) należałoby zaliczyć także samolot cywilny: pocztowy *Amiot 341*. Jest to jeden z najbardziej interesujących samolotów na wystawie. Kadłub o kształcie wrzecionowatym z ładnie ukształtowanym przodem, całkowicie oszklonym. Piękną linię kadłuba psuje trochę osłona głowy pilota — zresztą też posiadająca kształty b. gładkie. Środkowa część tej osłony jest otwierana, wzgl. wyrzucana, dzięki czemu pilot ma umożliwione szybkie opuszczenie kabiny.

Skrzydło o wydłużeniu 8, jest zaopatrzone w klapy i jest konstrukcji całkowicie metalowej, trójdźwigarowe, z pokryciem pracującym. Kadłub o przekrojach kołowych, w części głównej posiada 4 podłużnice. Przejścia między skrzydłem a kadłubem bez żadnych wypełnień. Podwozie chowane, napęd elektryczny — silnik znajduje się na osi załamania goleni.

Usterzenie wolnonośne, stery kryte płótnem. Samolot ten ma posiadać wybitne własności aerodynamiczne (współczynnik C_x minimum ma wynosić dla całego samolotu 1,6). Ciężar użyteczny tego samolotu wynosił 4000 kg. w czym zapas paliwa 2000 kg., załoga i wyposażenie 500 kg. i ładunek pocztowy 1500 kg.

Inż. Romuald Romicki

Tablica samolotów wojskowych w XV Salonie Lotniczym w Paryżu.

SAMOLOT		SILNIK			Ilość i układ płatów	Rozmiary				Ciężary		Obciążenia		Wyczyny						
Typ	przeznaczenie	Typ	ilość	moc KM		rozpiętość m	długość m	wysokość m	pow. nośna m²	własny kg	całkowity kg	pow. nośnej kg/m²	mocy kg na KM	szybkość max km/godz	na wysokości m	szybkość minimalna km/godz.	Zasięg km	Pułap m	Czas wzn. się na wys. m	czas m sek
PZL — 24	myśl. 1 m.	Gn. Rhône K 14	1	900	1 g	10,7	7,5	2,7	17,9		2000	111,8	2,22	430	4250	100	900	10000	5000	5'40''
Loire 46	„ „	„ „ 14 Kfs	1	850	1 g	11,8	7,76		19,7		2000	102 5	2,35	368	4000	115	750			
Devoitine 510	„ „	Hisp. Suiza 12 Ycrs	1	860	1 d	12,09			16,5		1920	116,3	2,23	404	4000			10000	5000	6'53''
Morane 405	„ „	„ „ 12 Yqrs	1	860	1 d	11,5	8.75	3,3	18	1776	2240	122	2,6	480/500	4500			11000	4500	5'30''
Loire 250	„ „	„ „ 79-HA	1	1125	1 d	10,8	7,82	3,72	15	1700	2200	147	1,95	485	4000	100			5000	5'
Mureaux 190	„ „	Salmson 12 Vars	1	450	1 d	8,38	7,2	3,0	10	850	1290	129	2,87	490—500	4000	95—100				
Kolhoven FK-55	„ „	Lorraine Petrel Hars	1	860	1 śr	9,0	8,4	2,6	15,6	1100	1650	105,5	1,92	520—545	4000	105		9600	4000	4'12''
PZL — 3	bomb. 3 m.	Pegaz VIII	1	680	1 d	13,95	9,68	3.3	26,8	1740	2700/3450	100,5/	3,97/	345	4000	105	1500	8500	4000	15'45''
Mureaux 200	rozp. „	Hisp. Suiza Ycrs	1	860	1 g	15,4	10,25	3,4			2770		3,22	340	4000		1500	10000		
Letov S 528	„ 2 m.	Gn. Rhône 14 Krsd	1	860	2	13,7	10,		39,4	1920	2730/3250	69,3	3,18	330	4000		1000	9000	5000	11'
Potez 452	obs. „	Hisp. Suiza 9 Qd	1	350	1 g	13,0	10,03	3,26	24,3	1066	1500	61,8	4,29	222	0	72		6000		
Hanriot 220	myśl. 3 m.	Renault	2	450	1 śr	12,8	8,67	3,30	21,8	2210	3300	151,5	3,67	500 (520)	4000				8000	12'
Potez 63	„ „	Hisp. Suiza 14 Hbs	2	670	1 d	16	10,86		33	2246	3640	110		500	4000					
Fokker G1	„ 2 m.	„ „ 80-02	2	750	1 śr	16,5	10,3	3,37	35,7	3000	4400	123,3	2,93	450 (470)	3500	—	1600	9300	4000	6'3''
Bristol Blenheim	bomb. 3 m.	Bristol Merc. VIII	2	840	1 śr	17,23	12,12	2,97						480(?)						
Bréguet 462	„ 4 m.	Gn. Rhône 14 No	2	950	1 śr	20,5	14,83	4,2	56	4480	8200/9350	146,5	4,10	400	4500	115	do 3000	6100	4000	13'50''
Bloch 131	„ 5 m.	„ „ K 14	2	900	1 d	20,5	17,91	4,1	52,05	4700	7000	135	3,9	400		97				
Amiot 341	pocztowy	„ „ Lars	2	1300	1 śr	23	14	4	67,5	4000	8000	118,5	3,07	475	4000	475	4000	10000		

SILNIKI

Poco jeździmy na wystawy? Niejeden z nas prawdopodobnie zadawał sobie to pytanie, o ile jechał pierwszy raz, bo każdy, kto już choć raz zwiedzał któryś z salonów lotniczych, wie, że chodzi o to, aby wykąpać się w atmosferze lotniczej, aby pozbierać od jednych wiadomości o drugich, aby się dowiedzieć całego szeregu drobiazgów konstrukcyjnych, aby podpatrzeć czasami to, czego nigdzie znaleźć nie można i żadną miarą wyłuskać się nieda z suchego opisu.

Każda wystawa jest wyrazicielką ostatniej mody czy to będzie wystawa sukien czy samolotów. Niech mi czytelnicy nie biorą za złe słowa „moda", ale wiemy dobrze, ile argumentów można przytoczyć za każdego rodzaju konstrukcją lub za różnym układem cylindrów w silniku. To też uważam, że w obecnej chwili przyszła „moda" na silniki odwrócone chłodzone powietrzem, o układzie cylindrów w V. Jedna fabryka za drugą prześciga się w konstrukcji silników tego typu, jednak do tej pory jedynie o silniku Renault wiadomo, że latał.

Wszystkie te silniki mają moc około 450 KM., choć różnią się dość znacznie pojemnością cylindrów i obrotami. Największy z nich „Sagitta" Waltera ma 18,47 pojemności, podczas gdy jego młody brat „Renault" Coupe Deutsch ma tę samą moc przy połowie objętości. Ponieważ żeberka chłodzące nie pozwalają na zbytnie zbliżenie do siebie cylindrów, silniki te są naogół długie i dość niezgrabne. Długość wynosi 1,6 — 1,7 m. Opierając się na zdaniu konstruktorów nie spotkano się w tej konstrukcji z większymi trudnościami w chłodzeniu cylindrów, i oba rzędy chłodzone są od wewnątrz, przy czym zewnętrzna strona przykryta jest jedynie blachami, jak widać na fotografii rys. 9. Najgorętszy okazał się 3-ci cylinder od przodu, tak przynajmniej wszyscy zgodnie twierdzą. Jeżeli teraz zważymy, że maksymalna moc tych silników nie przekracza obecnie 500 KM. a waga wynosi około 350 kg, to stosunek ten nie jest zachwycający tym bardziej, że na maszynę jednosilnikową dziś już używamy silników dochodzących do 1000 KM. Możnaby na to odpowiedzieć, że Caudron przekroczył 400 km/g. w Puharze Deutsch, mając zaledwie około 350 KM, ale pamiętajmy, że był to jednoszeregowy silnik sześciocylindrowy, przy czym szerokość kabiny wynosiła zaledwie 0,65 m, a wysokość jeden metr. Podobno p. M. Riffard potrafił prawie w tym samym gabarycie zmieścić nową dwunastocylindrówkę, ale niestety eliminacja nie pozwoliła tej niebywale czystej w linii maszynie wykazać swej szybkości. Z drugiej strony wiemy, że zarówno Hawker „Hurricane" jak i Supermarine „Spitfire", obie pościgówki jednomiejscowe są zaopatrzone w silnik Rolls-Royce'a „Merlin", którego moc prawdopodobnie waha się w granicach przekraczających znacznie 1000 KM. Ile kilometrów na godzinę ponad 500 mają te maszyny nie wiemy, załóżmy nawet, że „Spitfire" ma 520 km/godz, co przy jego kształtach, wykończeniu i mocy nie jest za wiele, to liczby te wskażą nam, ile mają do nadrobienia rzędówki chłodzone powietrzem.

Myślę, że jeżeli dziś niektóre firmy, jak Grome Rhone lub Hispano Suiza potrafiły zrobić silniki 14-to cylindrowe dwurzędowe w gwiazdę, których średnica równa się średnicy naszego GR 760 w pierwszym wypadku t. j. 96 cm. w drugim zaś wynosi 102 cm, to mając już dziś około 650 KM. mogą śmiało liczyć, że dojdą do 1000 KM. Wiemy pozatem, o ile bardziej równomierne chłodzenie otrzymamy w tym układzie, nie mówiąc już o łatwości wyrównoważenia układu korbowego. A teraz porównajmy powierzchnie czołowe: Mars Gnome Rhone ma 0,72 m^2 powierzchni czołowej, Salmson 12-to cylindrowy 0,57 m^2. Dzieląc cyfrę tę przez konie otrzymamy 11,0 cm^2/KM w pierwszym i 12,6 cm^2/KM w drugim wypadku, czyli 12% na niekorzyść odwróconego V. Przy sposobności przypominam, że odpowiednie cytry wynoszą dla mocy maksymalnej silników Bristol'a: 16 cm^2/KM dla Merkurego VIII i 16,8 cm^2/KM dla Pegasusa XX.

Coraz większe szybkości samolotów a tym samym coraz większe ciśnienie wewnątrz osłon i szybkości przepływów powietrza chłodzącego, pozwalają na lepsze okapotowanie silnika gwiazdowego, jeżeli chodzi o względy aerodynamiczne.

Bristol i Gnome Rhone wystawiły osłony silnikowe posiadające regulowaną szczelinę odpływu powietrza chłodzącego (Rys. 2). Urządzenie to daje możność dobrego chłodzenia silnika podczas wznoszenia, gdy pracuje on na dużym ciśnieniu ładowania i dużych obrotach, zakładając oczywiście, że stosujemy śmigło o zmiennym skoku.

Nim przejdę do opisu poszczególnych stoisk, chcę zwrócić uwagę na dość charakterystyczny szczegół, mianowicie na umieszczenie wlotów powietrza do gaźnika na samolotach. Prawie wszystkie umieszczone są nazewnątrz okapotowania, a niektóre samoloty, które chwytów na zewnątrz nie posiadały, nie posiadały również niestety i gaźników.

Mimo mroków tajemnic, otaczających moce niektórych silników na salonie, a może właśnie z powodu tychże mroków, znalazły się tam równocześnie 2 „najsilniejsze silniki świata": Bristol „Herkules" i Gnome Rhone 18 Lars. Każdy z nich, jak można przypuszczać ma pretensje zawarte między 1300 a 1400 KM, natomiast pod względem litrażu mają one kolejno: 31,2 l (przypuszczalnie), oraz 54,2 l. Jak widzimy, pojemność skokowa różni się o 75%. Różnicę tę musi silnik Bristol'a wyrównać większymi obrotami oraz większą sprawnością, którą uzyskuje przez stosowanie wyższego stosunku sprężenia.

Armstrong-Siddeley

Wystawił ostatni model dwurzędowego silnika 14-to cylindrowego Tiger IX o mocy startowej 890 KM przy zastosowaniu śmigła o zmiennym skoku. Korbowody główne tego silnika są dzielone i pracują na panewkach wylanych bronzem ołowiowym. Mimo że silnik ten wymaga paliwa o L. O. 87 czyli z zawartością czteroetylku, posiada on rozrusznik typu Viet z umieszczonymi na głowicy zaworkami.

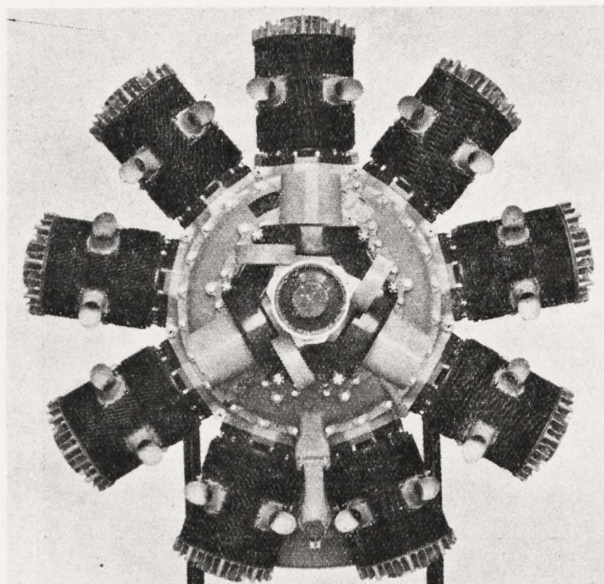
Oprócz tego silnika wystawione były 2 silniki Cheetah IX o mocy startowej 375 KM. Silnik ten jest wyjątkowo udany i szeroko stosowany do dwusilnikowych samolotów wywiadowczych typu „Avro Anson". Wystawiony silnik posiadał gaźnik Chandel-Hobson z automatyczną poprawką wysokościową. Zamocowanie rur wlotowych do cylindrów jest bardzo proste i łatwe do zdemontowania. Do karteru rura zamocowana jest zapomocą kołnierza i czterech nakrętek, do głowicy zaś zapomocą złącza kulistego i pierścienia gwintowanego, który to złącze obejmuje.

Moteurs „Ava"

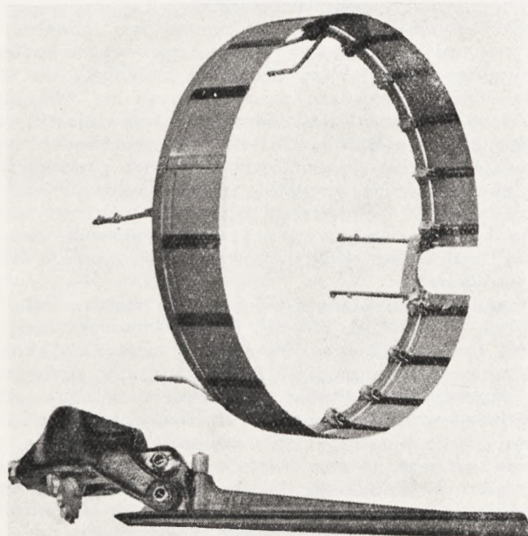
Francuska fabryka dwutaktów wystawiła dwa silniki czterocylindrowe o cylindrach leżących i mocy 30 oraz 40 KM. przy wadze 37 i 38,6 kg. Dają one podobno dobre wyniki na lekkich samolotach.

Bristol

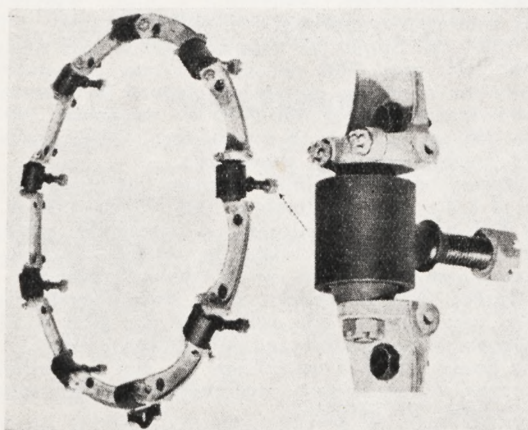
Na stoisku było 7 silników przedstawiających całą gamę produkcji tej fabryki, która w obecnej chwili za-



Rys. 1. Bristol „Perseus".



Rys. 2. Klapy regulujące przepływ powietrza chłodzącego, konstrukcji f. Bristol.



Rys. 3. Elastyczne zawieszenie silnika (Bristol).

jęła pierwsze miejsce w produkcji silników w Anglii. Świeżym przybyszem był 14-to cylindrowy „Herkules". Jest to dwurzędowy silnik chłodzony powietrzem, suwakowy, o cylindrach naprzemianległych. Nie można było otrzymać żadnych danych dotyczących tego silnika, przy czym nawet zaproponowano mi zmierzenie rednicy sznurkiem, gdyż oficjalnie nie wolno było jej podać. Niestety nie miałem przy sobie tak cennego instrumentu pomiarowego, natomiast guma od notesu była za krótka żeby się rozciągnąć do metra i trzydziestu paru centymetrów. Jeżeli założymy, że tłoki posiadają ten sam skok i średnicę co „Perseusz", to otrzymamy całkowitą objętość skokową 31,2 l. Stosując najprostszą regułę trzech otrzymalibyśmy moc maksymalną około 1400 KM. Wiadomo, że przy silnikach suwakowych możemy, założywszy tę samą odporność paliwa na detonacje, stosować spółczynnik sprężenia o jedność większy. Przypuszczalnie więc „Herkules" posiada stosunek ten przekraczający znacznie 7:1. Brak układu dźwigni zaworowych i nieskomplikowane głowice nadają temu silnikowi wygląd niezmiernie prosty. Widać to z fotografii silnika „Perseus" (Rys. 1), który ma taki sam wygląd cylindrów i który został również wystawiony wraz z należącą do tej samej rodziny „Aquilą".

Na stoisku znajdował się również „Perseus", który przepracował w Imperial Airways na jednym samolocie komunikacyjnym 1150 godzin. Moc tego silnika została ostatnio zwiększona i daje on teraz 820 KM przy starcie.

Silnik typu „Merkury", który firma Bristol produkowała zawsze z przekładnią sprężarki wynoszącą 10:1, został wystawiony z mniejszą przekładnią, dającą wyrównanie mocy na 1070 m i moc startową 780 KM. Silnik ten był wyposażony w kompletną osłonę typu N.A.C.A. z urządzeniem pozwalającym na regulowanie przepływu powietrza (Rys. 2). Zamocowanie silnika na ramie jest elastyczne i pozwala na obrót silnika w płaszczyźnie prostopadłej do osi wału, natomiast nie zmienia położenia tej osi (Rys. 3) i nie ulega odkształceniom na skutek żyroskopowej siły śmigła.

Silnik Pegasus X, również wystawiony, przeszedł ostatnio 100 godzinną próbę użyteczności w warunkach odpowiadających mocy maksymalnej 900 KM. na 1905 m przy 2600 obr./min. i mocy startowej 1025 KM., przy 2600 obr./min.

Cirrus Hermes

Wystawiono dwa silniki czterocylindrowe Cirrus Minor o mocy nominalnej 85 KM. i Cirrus Major o mocy 140 KM. Ten ostatni nie przeszedł jeszcze komologacji, jednak można być pewnym, że wynik jej będzie dodatni, gdyż znamy dostatecznie silniki tej firmy i ich wartość.

Clerget

Czternastocylindrowy dwurzędowy Diesel, wystawiony swego czasu na stoisku Hispano Suizy, przeniósł się teraz do zbiorów Ministère de l'Air, został natomiast odświeżony zastosowaniem pompy zastrzykowej „Bronzavia". Jakie są wyniki tej zmiany, trudno było się dowiedzieć.

Coatalen

Znany ten konstruktor silników samochodowych założył własną fabrykę i wystawia dwunastocylindrowy silnik o układzie cylindrów w V, chłodzony wodą, na ciężkie paliwo. Przy 2000 obr. min. moc wynosi około 550 KM. Cylindry mają po dwa zawory wlotowe i dwa wylotowe. Sprężarka jest typu odśrodkowego. Pompka paliwowa jest własnej konstrukcji i posiada mechaniczną regulację dawkowania.

Compagnie Lilloise des Moteurs

Compagnie lilloise des moteurs, wystawia silnik Junkers Jumo fabrykowany według niemieckiej licencji. Silnik ten ma moc 500 KM. jednak mało się o nim słyszy. Używając powtórnie słowa „moda" wydaje mi się, że na te silniki obecnie przeminęła. W Niemczech uży-

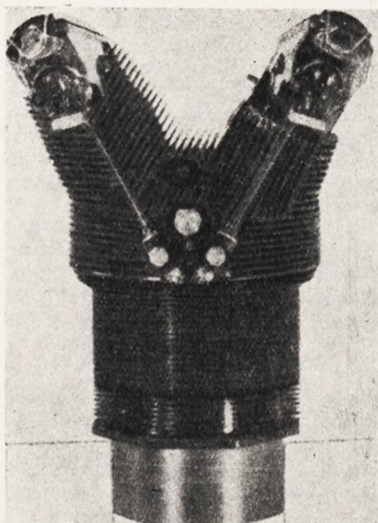
wanie tych silników przeszło już dziś ze stadium mody do prawdziwej użyteczności, ale i o przelotach dwutygodniowych ich sterowca typu Zeppelin do Ameryki Południowej nie mówi się już dziś jako o sensacji, a jako o regularnej niezawodnej komunikacji.

Farman

Farman nie wystawił żadnej nowej konstrukcji, gdyż to samo widzieliśmy już na salonie dwa lata temu. Zdaje się, że fabryka ta niestety żyje tylko na swoich dawnych konstrukcjach. Jedynym ciekawym szczegółem jest sprężarka dwustopniowa.

Gnôme et Rhône

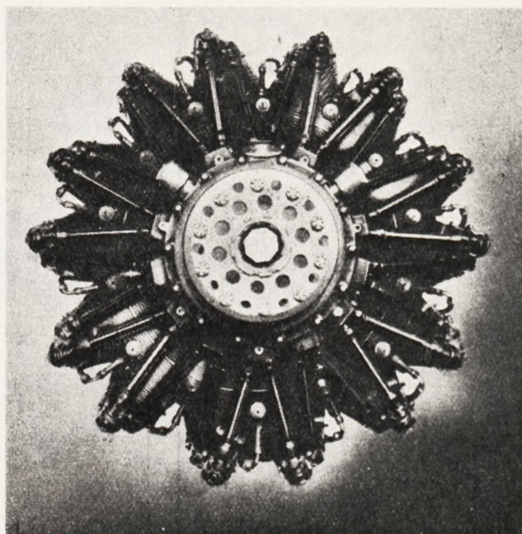
Gnome - Rhone jest dziś największą wytwórnią silników lotniczych we Francji. Daje ona dowód oprócz tego dużej żywotności, gdyż na obecnym salonie wystawiła aż trzy nowe typy silników. Nie są one może jeszcze doprowadzone do ostatecznej formy, w jakiej będą produkowane, jednak ogromne doświadczenie tej firmy z silnikami K 14 daje rękojmię, że następne typy będą jeszcze lepsze. Wystawiony między innymi silnik N 14 jest dalszym rozwojem silnika K 14 i daje obecnie, przy zwiększonej powierzchni chłodzącej 1100 KM. dla startu przy niezmienionej pojemności skokowej 38.67 l. Użebrowanie tulei cylindra zostało doprowadzone aż do samego kołnierza mocującego na karterze (Rys. 4).



Rys. 4. Gnome-Rhone, cylinder typu N.

Bezsprzecznie najciekawszym eksponatem, był silnik M 14 (Rys. 5), czternastocylindrowa podwójna gwiazda, chłodzona powietrzem o średnicy zaledwie 96 cm. Pojemność skokowa tego silnika wynosi 19 l, przy czym średnica cylindra wynosząca 122 mm, jest większa od skoku 116 mm. Tym sposobem zdołano uzyskać silnik o tak małej średnicy dla mocy nominalnej 650 KM. przy 3000 obr. min. na wysokości 4000 m. Wytwórnia ma już w próbach silnik tego samego typu posiadający dwubiegową sprężarkę, która podobno daje bardzo dobre wyniki. Pozatem moc tego silnika ma niedługo być jeszcze podwyższona, ale gdyby nawet nie była to już obecnie 37 KM. z litra, jeżeli brać pod uwagę moc startową 700 KM., jest wynikiem bardzo ładnym. Niezmiernie ciekawe byłyby sprawozdania z pracy tego silnika na płatowcach użytkowych, których niestety obecnie jeszcze brak. Waga tego silnika wynosi 385 kg.

Silnik 18 Lars wystawiony jako najmocniejszy silnik świata chłodzony powietrzem, ma wygląd imponujący i odpowiadający mocy startowej 1400 KM. dla typu ze sprężarką o średniej przekładni i wysokości nominalnej 1650 m. Wszystkie silniki typu L, M i N mogą na żądanie mieć sprężarki o dużej, średniej lub niskiej przekładni ewentualnie o dwuch przekładniach. Oprócz tego silniki L i M mogą być zaopatrzone w reduktor śmigła lub mieć napęd śmigła bezpośredni.



Rys. 5. Gnome-Rhone M. 14.

Szczegółem charakterystycznym przy silniku M 14 jest nie mniej nie więcej, jak 7 końcówek napędowych na komorze tylnej. Przy obecnych dążeniach do stosowania różnych urządzeń mechanicznych na płatowcach, taka ilość końcówek jest nieoceniona, tylko niestety trzeba pamiętać, że nic na świecie nie przychodzi darmo. Moc silnika może się zmniejszyć o dobre parę koni.

Obecnie prawie wszystkie silniki Gnome Rhone posiadają gaźniki „Bronzavia", posiadające automat ciśnienia ładowania oraz automatyczną poprawkę wysokościową, opartą na zasadzie aneroidu sterującego serwomotor oliwny.

Oprócz wymienionych silników na stoisku były znane silniki K 9 i K 7, których tu opisywać nie będę.

Na uwagę zasługiwało śmigło o zmiennym skoku w locie, które przypuszczam będzie opisane gdzieindziej, oarz okapotowanie silnika o zmiennej szczelinie odpływu powietrza chłodzącego. Ten rodzaj regulacji chłodzenia silnika znajduje coraz szersze zastasowanie, gdyż pozwala na znaczne zmniejszenie oporów w locie podróżnym, gdy do chłodzenia silnika pracującego na znacznie mniejszej mocy potrzebna jest odpowiednio mniejsza ilość powietrza chłodzącego.

Hispano-Suiza

Hispano Suiza jeżeli chodzi o średnicę silnika chłodzonego powietrzem, konkuruje z M 14, wystawiając swoją czternastocylindrową dwurzędówkę 14 AB, o średnicy 101,4 cm. Silnik ten daje na 3500 m moc nominalną 680 KM. przy 2400 obr. min. Firma przygotowuje obecnie ten silnik do nowej homologacji na warunkach odpowiadających mocy 750 KM. na wysokości 4000 m. Waga 465 kg. dla typu bez reduktora. Waga reduktora 30 kg. Gaźnik jest typu opadowego.

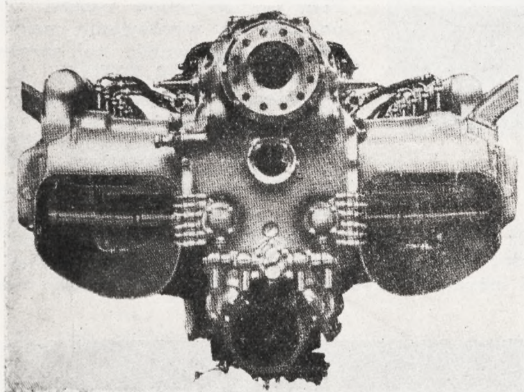
Starszy brat tego silnika to znany już z zeszłego salonu 14 AA o mocy nominalnej 1000 KM na 1550 m. lub 1120 KM na 2850 m. zależnie od przekładni sprężarki. Pojemność skokowa jest duża, bo aż 45,2 l. a waga nie nadzwyczajna, gdyż waha się w granicach 600 kg.

Oprócz tego na stoisku stoją dwie dwunastocylindrówki typu, którego opis jest zbyteczny, gdyż silniki te chłodzone wodą stanowią od lat główną produkcję Hispano Suizy. Są to Y brs i X brs. Na obu tych silnikach są gaźniki Solex-Hispano, umieszczone między sprężarką a wlotem do cylindra.

Śmigło Hamiltona o skoku nastawnym w locie jest fabrykowane przez tę wytwórnię według amerykańskiej licencji.

Lorraine-Potez

Lorraine - Potez, te dwa nazwiska stanowią dziś nierozerwalną całość, gdyż fabryka Lorraine przejęła warsztaty Poteza. Na stoisku wspólnym wystawiony jest jeden z ciekawszych silników salonu. Lorraine - Potez 12D00, silnik dwunastocylindrowy, chłodzony powietrzem o cylindrach poziomych (Rys. 6). Silnik ten był budowany z myślą o umieszczeniu go w skrzydle tak, aby dawał możliwie małe opory. Pragnąłbym bardzo, żeby wywiązała się u nas dyskusja na ten temat i aby można było oprzeć pewne twierdzenia na podstawie przeprowadzonych dmuchań w tunelu aerodynamicznym, stwierdzających czy rzeczywiście ten kształt silnika pozwoli na otrzymanie tak znacznych korzyści.



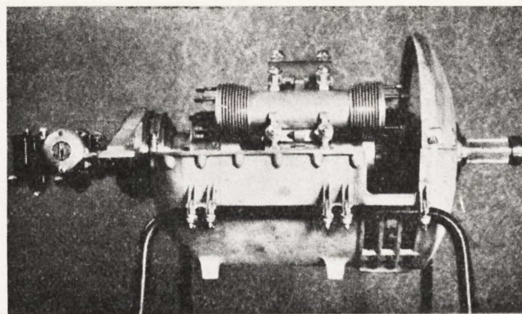
Rys. 6. Potez-Lorraine 12 D

Podobnie, jak Gnome - Rhone M 14, silnik ten posiada większą średnicę tłoka, aniżeli skok (125 × 120) i ogólną pojemność 17,6 l. Na wysokości 3000 m. daje on 475 KM. przy 2500 obr./min. i wadze 330 kg. Fabryka posiada podobno już następny model o mniejszych wymiarach i bardziej zwartej budowie. Jeżeli jednak wysokość silnika wynosi koło 70 cm, gdyż sprężarka umocowana jest poziomo pod silnikiem a akcesoria na górze za reduktorem, to korzyść takiego układu jest mocno wątpliwa poza doskonałym wyważeniem układu korbowego. Powierzchnia czołowa wynosi podobno 0,4 m², co podaję z zastrzeżeniem.

Pozatem na stoisku wystawiono szereg silników gwiaździstych Poteza, nie wyróżniających się niczym szczególnym, oraz parę znanych silników Lorraine szeregowych, chłodzonych wodą m. in. Eider, Sterna i Petrel. Nieobecny był silnik „Sirius", dwurzędowa osiemnastocylindrowa gwiazda chłodzona powietrzem o średnicy 126 cm, mocy nominalnej 1200 km na 4000 m i wadze 650 kg. Jest to najnowsza konstrukcja inżyniera Barbaroux, który do dziś dnia jest naczelnym konstruktorem firmy. Wspomnijmy jeszcze o „Algolu" i „Mizarze", które dobrze znamy i które jak zwykle zapełniały stoisko.

Hugo Perfetti

Ciekawa i pomysłowa konstrukcja tego silniczka o mocy 120 KM. przy 2000 obr./min. i wadze 82 kg. skłoniła mnie do poświęcenia mu paru słów. Jak widzimy na rys. 7 jest to silnik 18-to cylindrowy składający się z 9-iu grup cylindrów wirujących o podwójnym działaniu. Siła wybuchu przenosi się zapomocą złącz kulistych na płytę w formie gwiazdy, umieszczoną skośnie na wale. Średnica całkowita silnika wynosi zaledwie 42 cm, przy czym chłodzenie odbywa się częściowo na skutek obrotu cylindrów częściowo zaś na skutek przepływu powietrza podczas lotu. Zaletą tego silnika jest jego wielka równomierność pracy, wynikająca z 18000 wybuchów na minutę. Zasilanie odbywa się normalnym gaźnikiem Memini, którego główne części odlane są pod ciśnieniem, a więc jest to prawdopodobnie mały seryjny gaźnik samochodowy.



Rys. 7. Perfetti: silnik po zdjęciu osłony.

Regnier

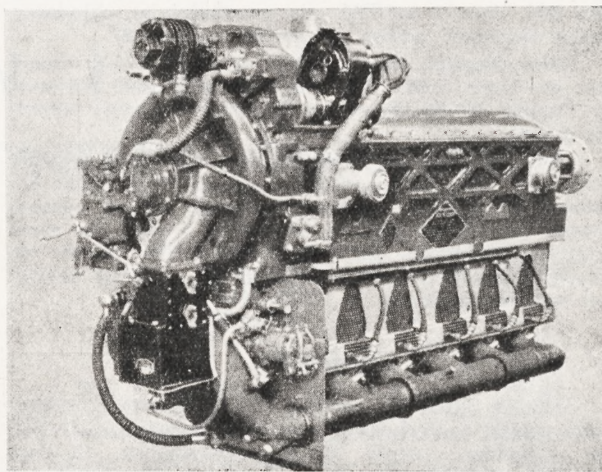
Regnier wystawił serię swoich silników cztero- i sześciocylindrowych o mocy 140 i 180 KM, poza tym 6-cio cylindrowy silnik ze sprężarką Roots'a. Konstruktor twierdzi, że udało mu się przezwyciężyć przez zwiększenie luzów trudności związane z używaniem sprężarki tego typu a polegające na zacieraniu się jej po dłuższej pracy. Luzy te nie wpłynęły według niego ujemnie na sprawność, która jest większa od sprawności sprężarki odśrodkowej. Silnik ten ma moc 380 KM. przy 3000 obr./min i ciśnieniu ładowania 140 gr/cm²; waży 225 kg.

Ta sama firma jak słyszałem skonstruowała dwunastocylindrowy silnik w kształcie V chłodzony powietrzem, którego jej nie pozwolono wystawić.

Duża ilość francuskich silników tego właśnie typu tłomaczy się tym, że Francuskie Ministerstwo Lotnictwa ma w programie budowę szeregu samolotów, które będą wyposażone w te silniki. Są to zarówno szybkie dwusilnikowe maszyny jak i jednosilnikowe pościgówki, które są już obecnie w próbach.

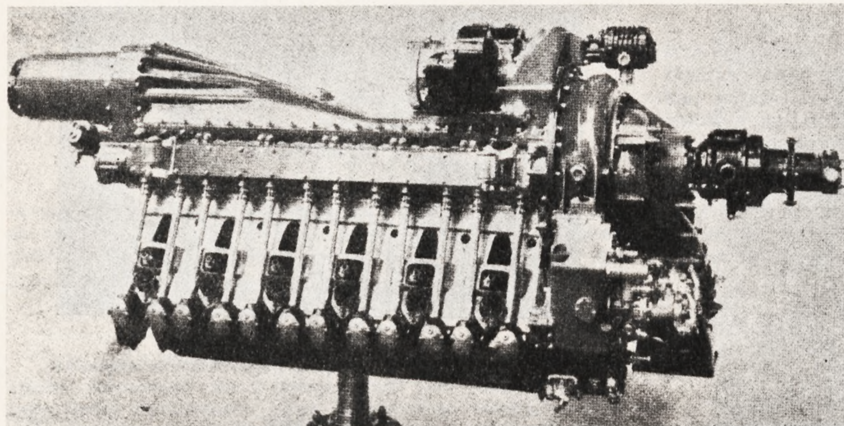
Renault

Charakterystyczne jest, że firma ta przeszła całkowicie na budowę silników chłodowych powietrzem i wystawia całą serię swoich znanych silników typu „Bengali", sześciocylindrówek rzędowych, (rys. 9), dwunastocylindrowych o układzie V odwróconym i wreszcie dużą czternastocylindrową podwójną gwiazdę, figurującą jako silnik o mocy 1000 KM. na wysokości 3000 m.



Rys. 8. Renault „Bengali" ze sprężarką.

Trzy dwurzędowe 12-to cylindrowe silniki są bardzo podobne w swej koncepcji, różnią się natomiast bardzo znacznie pojemnością skokową, przy mocy prawie jednakowej. Silnik przeznaczony do wyścigu o Puhar Deutsch jak wiemy ma zaledwie 8 litrów i jest najmocniejszy



Rys. 9. Renault 12 Ro. V.

z trójki, dając 500 KM. Obrotów ani stosunku sprężenia nie podano, wiadomo natomiast, że waży 317 kg. Następny z kolei jest 14-to litrowy, dający moc 450 KM. na wysokości nominalnej 4000 m, o wadze 364 kg z reduktorem i wreszcie 19-to litrowy o mocy 450 KM na 3650 m przy 2500 obr./min. i wadze 378 kg.

Sposób chłodzenia, jak już wspominałem, nie różni się w zasadzie wcale od używanego na sześciocylindrówkach. Na 14-to litrowym, owiewki są wykonane z elektronu i przykrywają tak cylindry z zewnątrz, że pozostawione są tylko trzy otwory: na świecę, na kominek wydechowy i trzeci otwór przy samej nasadzie cylindra. Takie zakrywanie cylindrów musi dawać dobre wyniki, jeżeli fabryka stosuje je na silniku tak bardzo wyzyskanym pod względem mocy.

Rolls Royce

Rolls Royce wystawiła swój najcenniejszy klejnot o którym można tylko się dowiedzieć, że to.. silnik lotniczy oficjalnie jednak lepiej o to nie pytać. Znając konstrukcję poprzednich silników, trudno przypuścić, aby typ ten ważył więcej niż 0,5 kg na konia. Waga jego zaś wynosi 600 kg przy pojemności skokowej 26,8 l.

Gaźnik jak zwykle, własny. Powierzchnia czołowa tego silnika wynosi 0,54 m², co przy oficjalnej mocy 1065 KM. daje 5 cm²/KM. nie uwzględniając chłodnicy. Liczba oktanowa paliwa używanego wynosi 87.

Silnik Kestrel przedstawiony w swej XVI-ej wersji daje na typie S-745 KM. na 4350 m i 3000 obr./min. przy wadze 430 kg. Startowe ciśnienie ładowania wynosi 422 gr/cm².

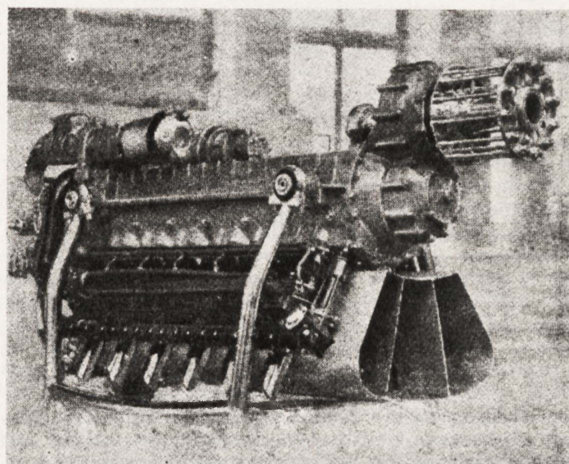
Obok w szafce leży szereg części, które przeszły dwukrotną 100 godzinną próbę zdatności. Panewki korbowodowe wykonane z bronzu ołowiowego według własnej recepty fabryki, wyglądają jak lustro i dziś nie sprawiają konstruktorom żadnych kłopotów. Nie starano się ukrywać dużych trudności, których ten materiał nastręczał jeszcze niedawno.

Salmson

Salmson, który do obecnej chwili wytwarza szybkobieżne silniki samochodowe, ma duże doświadczenie pod tym względem, i silnik dwunastocylindrowy 12 Vars (rys. 10) pokazany na stoisku ma nominalną moc 450 KM. przy ziemi i przy 3800 obr./min. Cylindry są połączone wspólnymi głowicami po dwa, przy czym wzdłuż głowic biegną dwa wałki rozrządcze trójdzielne połączone elastycznie, z których jeden napędza zawór wydechowy, drugi zaś dwa zawory wlotowe każdego cylindra. Maksymalna ilość obrotów wynosi 3950 obr./min., co przy przekładni reduktora 23 :40 daje około 2300 obr./min. dla śmigła. Reduktor umożliwia umieszczenie szybkostrzelnej armatki w osi silnika.

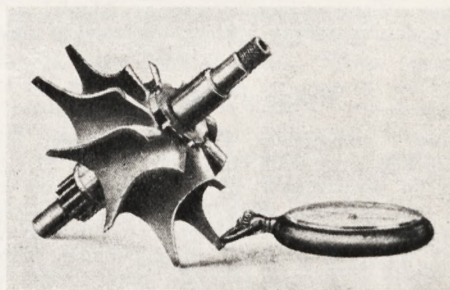
Na silniku tym zastosowano sprężarkę pomysłu inżynierów Planiol i Szydłowskigo. Jest to sprężarka odśrodkowa, której wirnik pokazany jest na rys. 11 Umieszczony obok zegarek daje dobre pojęcie o wielkości tej części. Wirnik ten obraca się z szybkością, wynoszącą 80000 obr./min., i daje stosunek sprężania p/po = 2,24 przy temperaturze wejściowej 20°. Przy — 30° p/po wynosi 2.7 i pozwala na wyrównanie mocy na 7000 m. Sprawność tej sprężarki wynosi około 0,8. Wyniki te są niezmiernie ciekawe, niestety nie udało mi się uzyskać więcej szczegółów od konstruktorów, którzy dość zazdrośnie pilnują swych tajemnic, stanowiących owoc bardzo żmudnej i wieloletniej pracy.

Na stoisku tej firmy znajduje się również 18-to cylindrowy silnik na ciężkie paliwo, budowany według licencji inżyniera Szydłowskiego. Daje on podobno zupełnie zadawalające wyniki i ma zacząć w krótkim czasie homologację. Moc i waga około 600 KM. i kg.



Rys. 10. Salmson 12 Vars.

Oprócz tego naprawdę ładne silniczki gwiazdowe 9-cio cylindrowe o mocy 60 i 70 KM. przypominają swego dawnego poczciwego protoplastę, mającego tylko 45 KM. Są taksamo niezawodne i zgrabne.



Rys. 11. Wirnik sprężarki Szydłowski-Planiol.

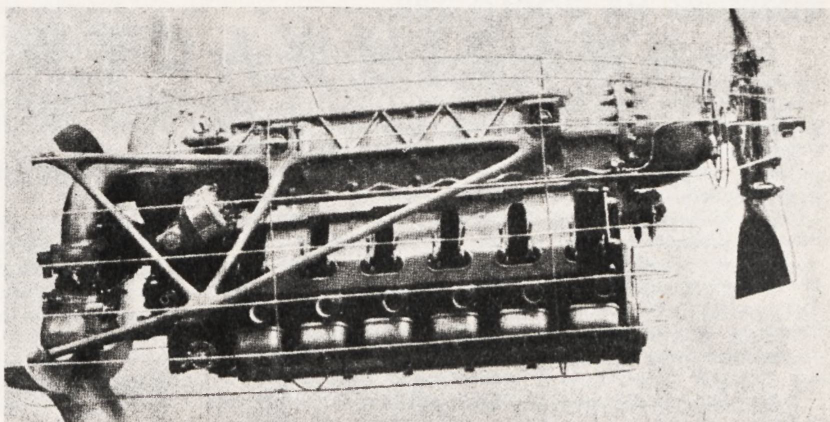
Sześciocylindrowy silnik odwrócony daje 250 KM. przy 2500 obr./min.

Train

Train wystawił 3 silniki odwrócone dwu, cztero i sześciocylindrowe o pojemności skokowej jednego, dwu i trzech litrów. Silniki te o górnym rozrządzie mają dużą niezawodność ruchu, dzięki względnie niskim obrotom, natomiast waga wynosi 1,5 kg/KM. dla najmniejszego i 1 kg/KM. dla sześciocylindrówki. Cylindry są odwrócone i chłodzone powietrzem.

U. R. S. S.

U. R. S. S. wystawiła silnik chłodzony wodą typu AM-34-RFN, którego wykonanie wygląda na znacznie lepsze od wystawionej imitacji Curtiss'a dwa lata temu. Dane są bardzo skąpe: moc maksymalna wynosi 1250 KM przy 2150 obr. min. i wysokości 4000 m, ciężar 660 kg.



Rys. 12. Walter „Sagitta I".

Walter

Na tym stoisku jest z czego wybierać: Zaczynając od 25-cio konnego Atomu o dwuch przeciwległych cylindrach, przechodzimy poprzez czterocylindrowe odwrócone Mikrony, Minory i Majory do poważniejszych sześciocylindrówek i gwiazd. Szesnaście modeli na zakres mocy od 25 do 450 KM. to chyba wystarczy.

Sagitta, dwunastocylindrowy silnik (rys. 12) modnego typu, królował na stoisku w klatce z prętów przygotowanej do okapotowania. Rzeczywiście kształt tego silnika nadaje się do tego doskonale, prawdopodobnie równie dobrze jak innych tego samego układu, ale trzeba było być pomysłowym, żeby to wyraźnie pokazać. Silnik ten figuruje w katalogu jako mający moc 400 KM. przy 2400 obr. min. i pojemności skokowej 18,4 l.

Aby móc umieścić armatkę w osi, trzeba był dosztukować reduktor, o czym p. Kumpera nie zapomniał. Silnik ten wygląda mniej zgrabnie, ale takich silników nie robi się dla elegancji. Całość trochę ciężka bo ważąca około 370 kg. Miejmy nadzieję, że z tego wyrośnie, jak się trochę pokręci.

Wright

Wright wystawił ostatni model swego Cyclone G, dającego przy starcie 1014 KM. przy 580 kg. wagi. Przypatrując się temu silnikowi, powinniśmy pamiętać o tym, że istnieje on i jest produkowany od 10 lat, przy czym fabryka ciągle ulepsza go w detalach i co rok wyciąga zeń parę koni więcej. Jest to pewny i niezawodny sposób na otrzymanie konstrukcji, na której naprawdę można polegać. Większość fabryk amerykańskich tak postępuje i nie rzuca się na nowe konstrukcje, a ulepsza stare.

Powierzchnia chłodząca jednego cylindra wynosi obecnie na Cyclone G. 1,8 m^2, i dlatego zdołano przekroczyć już 1000 KM. dla startu.

Oprócz tego wystawiono ostatni model 9-cio cylindrowego Whirlwinda i dwurzędową czternastkę o pojemności 24,4 l. i mocy nominalnej 700 KM. przy 2400 obr. na wysokości 1780 m.

Inż. Bohdan Werner

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

STYPENDIUM IMIENIA INŻ. ST. NOWKUŃSKIEGO

Poniżej podajemy czwartą listę ofiarodawców na, zainicjowane przez ZPIL, stypendium im. inż. St. Nowkuńskiego:

	inż. T. Gumowski	5 zł
	„ J. Rzeczycki	5 „
	„ J. Bukowski	15 „
	„ S. Prauss	20 „
dyr.	„ M. Kurman	20 „
„	„ M. Pęczalski	20 „
„	„ K. Kazimierczak	25 „
„	„ W. Rumbowicz	25 „
	„ W. Jakimiuk	20 „
dr.	„ F. Misztal	10 „
	Do przniesienia	165 zł

Z przeniesienia	165 zł
inż. L. Białkowski	10 „
„ J. Dąbrowski	10 „
Razem	185 zł
z listy III-ej (Nr. 11 T. N. L.)	1449,60
Ogółem	1634,60

Dalsze wpłaty na powyższy cel można wnosić na konto czekowe Związku w PKO Nr. 25.545.

NOWOPRZYJĘCI CZŁONKOWIE

Anczutin Andrzej — Warszawa.
Fabierkiewicz Zygmunt — Warszawa
Sołtyk Tadeusz — Warszawa.
Tarczyński Tadeusz — Warszawa.
Tuz Jan Witold — Warszawa.

KONKURS NA GODŁO ZPIL

Zarząd ZPIL ogłasza niniejszym konkurs otwarty na projekt godła Związku. Projektowane godło powinno zawierać inicjały Związku, t. j. litery Z. P. I. L., przy czym kompozycyjne rozwiązanie powinno uwydatnić i podkreślić lotniczy charakter Związku. W projekcie należy uwzględnić dwa sposoby zastosowania godła, a mianowicie:

a) w wykonaniu graficznym, jednobarwnym, jako pieczęć, nadruki i t. p.;
b) w formie odznaki członkowskiej, przy czym ilość kolorów pozostawia się uznaniu autora projektu.

Przy alternatywie b) należy podać rodzaj użytych materiałów oraz sposób wykonania (tłoczenie, nakładanie i t. p.).

Projekty godła powinny być wykonane w skali 5:1 w tuszu, na papierze rysunkowym i podpisane obranym przez autora hasłem. Hasło to należy umieścić na zamkniętej kopercie, wewnątrz której podane jest nazwisko i adres autora.

Za najlepsze rozwiązania przewidziane są dwie nagrody: pierwsza — 50 zł i druga — 25 zł. Ocenę nadesłanych prac przeprowadzi Zarząd ZPIL.

Projekty konkursowe należy nadsyłać do dn. 31-go stycznia 1937 r. pod adresem: Związek Polskich Inżynierów Lotniczych, Warszawa, ul. 6 Sierpnia 50.

Wynik konkursu zostanie ogłoszony w numerze lutowym Technicznych Nowości Lotniczych.

WIECZERZA KOLEŻEŃSKA

W celu ożywienia życia koleżeńskiego, zwyczajem ostatnich dwóch lat, zorganizowana będzie w połowie stycznia 1937 r. wspólna wieczerza koleżeńska. Bliższe szczegóły, dotyczące wieczerzy, podane zostaną w komunikacie do członków Związku.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Kilka uwag o konstrukcji amortyzatorów lotniczych wygłosili dnia 11 grudnia 1936 r. inż. inż. Kazimierz Korsak i Piotr Bielkowicz.

Odczyt ten wraz z dyskusją zostanie wydrukowany w styczniowym i lutowym numerze „Technicznych Nowości Lotniczych".

WIADOMOŚCI

ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

1. Dnia 15.XII. 1936 r. o godz. 11-ej odbyło się poświęcenie nowej wytwórni płatowców P. Z. L. na Okęciu-Paluch. Poświęcenia dokonał ks. biskup polowy Gawlina.

Uroczystość zaszczycił swoją obecnością Pan Prezydent Rzeczypospolitej.

Na uroczystości przemawiali: dowódca lotnictwa p. gen. dyw. L. Rayski i naczelny dyrektor P. Z. L. p. K. Kazimierczak.

Po poświęceniu Pan Prezydent R. P. przy licznym udziale przedstawicieli wojska i przemysłu zwiedził wytwórnię, po czym składano podpisy w księdze pamiątkowej. Po uroczystości Dyrekcja P. Z. L. przyjmowała gości herbatą w kasynie wytwórni.

2. Wystawcy Działu Lotniczego wystawy przemysłu metalowego i elektrotechnicznego, organizowanego przez Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych, otrzymali następujące nagrody wystawowe:

Medale złote:

1. AVIA, Fabryka Maszyn Precyzyjnych.
2. Doświadczalne Warsztaty Lotnicze.
3. „ERA" S. A. Polskie Zakłady Elektrotechniczne.
4. G. Gerlach.
5. Huta Pokój S. A.
6. Bracia Konopaccy.
7. Państwowe Zakłady Lotnicze.
8. Podlaska Wytwórnia Samolotów S. A.
9. Tow. Sosnowieckich Fabryk Rur i Żelaza.
10. A. Steinhagen i H. Stransky.
11. Walcownie Metali S. A.
12. Wspólnota Interesów S. A.
13. Lilpop, Rau i Loewenstein.
14. Państwowe Zakłady Tele i Radiotechniczne.
15. „Piastów" S. A.
16. Polskie Zakłady Optyczne S. A.
17. Państwowe Zakłady Inżynierii.
18. Tow. Starachowickich Zakładów Górniczych S. A
19. „STOMIL" S. A.
20. „TUDOR" S. A.

Medale srebrne:

1. W. Szomański i S-ka.
2. J. Wagner. Fabryka Śrub.
3. „STRADOM" S. A.
4. „AVA". Wytwórnia Radiostacyj Samolotowych.
5. K. Mieszczański i T. Jaroszewski Sp. z o. o.
6. „Sanok" S. A.
7. Warsztaty Szybowcowe Sp. z o. o.
8. Inż. W. Świątecki. Wytwórnia Wyrzutników do Bomb.

Medale brązowe

1. „Vulcanit". Fabryka Przetworów Kauczukowych.
2. Inż. Jan Abratański. Wytwórnia Pierścieni Tłokowych.
3. „Babbit". Fabryka Amunicji, Armatur i Odlewnia Metali.
4. „Motolux". Synchronizatory syst. J. Szal.
5. Wł. Stelmaszyk. Lubelska Wytwórnia Części Lotniczych.
6. W. Pytlasiński i M. Pol. Zakłady Przemysłu Metalowego.

Listy pochwalne

1. H. Liefeldt i S. Schiffner. Wytwórnia Silników i Zakłady Mechaniczne.
2. J. A. Krausse. Fabryka Farb i Lakierów.

Nagrody państwowe zarówno jak i personalne odznaczenia państwowe dotychczas nie zostały jeszcze zatwierdzone.

NOWE WYDAWNICTWA

KONSTRUKTIONSELEMENTE FUR DEN FLUGZEUGBAU przez Gerharda Otto. 185 str. form. A 4 z 409 rysunkami i 12 tablicami. Berlin 1936, C. I. E. Volckmann. Cena w oprawie 14 RM.

Z przedmiotów związanych z budową samolotów obszerną literaturę podręcznikową, przystosowaną do najróżniejszych poziomów i wymagań, posiada aerodynamika i mechanika lotu; również o statyce i wytrzymałości lotniczej wiele się już pisało. Bardziej praktyczne zagadnienia konstrukcyjne w ciągu ostatnich lat prawie że nie były omawiane w formie systematycznej. Wiele rozwiązań konstrukcyjnych spotyka się w czasopismach, wiele innych spoczywa w archiwach biur konstrukcyjnych. Student Politechniki, lub też młody konstruktor najczęściej jednak rozporządza materiałem dość przypadkowo zebranym, nieraz przestarzałym, i zdarza się, że wysiłek swój twórczy kieruje na zagadnienia gdzieindziej dawno już rozwiązane, jedynie z braku odpowiedniej dokumentacji. Takiemu stanowi rzeczy próbuje zaradzić omawiane tu wydawnictwo. Autor, asystent katedry aeromechaniki i techniki lotniczej na Politechnice w Hannowerze, zebrał i podał w formie łatwo przystępnych tablic i szkiców ogromny materiał.

Pierwszy rozdział zawiera dane pomocnicze do zestawienia ciężarów i określenia położenia środka ciężkości w projekcie wstępnym, a więc ciężary wyposażenia, wykresy przeciętnych ciężarów zespołów samolotowych w zależności od wielkości maszyny. Następuje omówienie materiałów stosowanych w budowie samolotów, tablice ich charakterystyk wytrzymałościowych, a nawet naprężeń krytycznych w elementach pracujących na wyboczenie, blachach ścinanych, rurach skręcanych, dopuszczalnych docisków sworzni i t. p.; znajdujemy tu również tablice części normalnych, jak np. rur owalnych, uch i sworzni, opon do kół bieżnych, amortyzatorów Elektron-Vickers. Brak jednak wzmianki o wytrzymałości zmęczeniowej. Po krótkim rozdziałku poświęconym połączeniom nitowanym i klejonym (z uwzględnieniem nowszych sposobów klejenia) następuje najważniejsza część dzieła. Autor opisuje tu krótko główne cechy konstrukcyjne poszczególnych części samolotu, po czym rozbiera te części na elementy, które przedstawia w szkicach, zaopatrzonych w krótkie objaśnienia. W elementach konstrukcji metalowej mamy konstrukcje spawane z rur z wieloma przykładami rozwiązań węzłów, żeberek, końcówek i t. p.; dalej konstrukcje nitowane, połączenia sworzniowe, zastrzały, okucia, dźwigienki i wiele innych części podwozia, usterzenia, sterowania, nawet uzbrojenia. Osobny rozdział pokazuje elementy konstrukcji drewnianych, głównie podłużnice i żeberka. Zakończenie książki stanowi zestawienie elementarnych wzorów z wytrzymałości i statyki, objaśnione przeliczonymi przykładami. Znajdujemy tu także paragrafy nieco trudniejsze, zastosowanie równania 3-ch momentów, obliczenie kratownic płaskich statycznie niewyznaczalnych, dźwigar ze środnikiem blaszanym usztywnionym według Wagnera, obliczenie sił działających na podwozie na podstawie charakterystyki amortyzatora. Co do tej ostatniej części można mieć pewne zastrzeżenia, w podawaniu bowiem gotowych wzorów bez ich wyprowadzenia czy choćby uzasadnienia tkwi zawsze niebezpieczeństwo, że będzie się je stosować bezkrytycznie lub wprost bezmyślnie.

Szata zewnętrzna książki nienaganna. Przy nowym opracowaniu wartoby uniknąć niektórych powtórzeń, np. amortyzatory podwoziowe pokazano w 3-ch różnych miejscach, o nitach mowa w dwóch miejscach i t. p.

Dołączone poza tekstem tablice zawierają przykłady rysunków zestawieniowych całych samolotów i głównych zespołów; oprócz tego w tekście znajdują się wzory ułożenia tablic ciężarów i in. Wynika z tego, że dzieło to w pierwszym rzędzie jest przeznaczone dla studentów młodszych semestrów Politechniki i uczni szkół technicznych wyższego stopnia. Dzięki zgromadzeniu cennego materiału w wygodnej formie, nadającej się do bezpośredniego zastosowania praktycznego, książka może oddać także duże usługi w biurze konstrukcyjnym.

Podobny podręcznik, wydany w języku polskim i przystosowany do polskich norm lotniczych, mógłby znacznie ułatwić pracę zarówno na naszych uczelniach technicznych i podchorążówkach, jak i w biurach konstrukcyjnych. *E. K.*

EINFUHRUNG IN DIE PHYSIK DES FLIEGENS przez K. Schütta. Zeszyt 15 zbioru Flugzeugbau und Luftfahrt, wydawanego z polecenia Deutscher Luftsport-Verband (naczelnej organizacji lotnictwa sportowego). Wydanie 5-e. 172 str. form. A 5 z 190 rysunkami. Berlin 1936, C. I. E. Volckmann. Cena w oprawie kart. 4 RM.

Książka powyższa przeznaczona jest do użytku nauczycieli szkół średnich, rzemieślniczych i powszechnych, jako pomoc w nauczaniu nieznanego u nas, a w Niemczech obowiązkowego przedmiotu „Lotnictwo". Poprzednie wydania, choć nie miały jeszcze oficjalnej sankcji, rozeszły się dość szybko; zwracały się one do tych, którzy chcieli bądź sami zrozumieć zjawiska aerodynamiczne, bądź też innym wytłumaczyć — a raczej pokazać — jak na tym odcinku działają prawa przyrody. Obecne wydanie jest już przystosowane do programów ministerialnych niemieckich. Oryginalna jest tu metoda wykładu, nowa w aerodynamice. Za pomocą doświadczeń, łatwych do przeprowadzenia z aparaturą tanią i nieskomplikowaną, autor objaśnia najważniejsze zjawiska aerodynamiczne, w wielu wypadkach dochodząc do wniosków nie tylko jakościowych, ale i ilościowych. Używa się w tym celu modeli i przyrządów, z których większa część może być wykonana w warsztacie szkolnym. Niektóre doświadczenia nie wymagają wogóle żadnej aparatury, wykonywa się je „z wolnej ręki". Prądu powietrznego dostarcza wentylatorek „Fön", używany przez fryzjerów. Wykład jest metodyczny, przechodzi od podstawowych praw oporu aerodynamicznego i Bernoulliego, poprzez krótkie omówienie warstwy granicznej, do zjawisk opływu płata i do wytłumaczenia sił działających na płat. Omawia się tu pojęcia jak: biegunowa płata, cyrkulacja, wyjaśnia się wpływ skończonej rozpiętości i t. p. Dalszy ciąg stanowi już tylko zastosowanie nabytych wiadomości do teorii lotu, do śmigła, do szybowców; ilość doświadczeń jest tu znacznie mniejsza. Prawa, odnoszące się do różnych stanów lotu, podano częściowo w formie prostych wzorów algebraicznych. Wykład jasny, bardzo przystępny, przy możliwie ścisłym sformułowaniu wniosków z doświadczeń.

Choć w naszych szkołach nie obowiązuje jeszcze fizyka lotu jako osobny przedmiot, niejedno z opisanych w książce p. Schütta doświadczeń możnaby włączyć do kursu fizyki; możnaby to potraktować jako wstęp do modelarstwa lotniczego. *E. K.*

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

3348 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.

